

Trabajo Fin de Máster Máster Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de la herramienta RAP- TOR para procesamiento de datos de En- sayos en Túnel de Viento de Cabeza de Helicóptero con Ángulo de Cabe- ceo e Incidencia Variable y Compa- ración con Teoría de Helicópteros

Autor: Daniel Pinazo Jiménez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

**Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de
Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2018



Trabajo Fin de Máster
Máster Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de la herramienta RAPTOR para procesamiento de datos de Ensayos en Túnel de Viento de Cabeza de Helicóptero con Ángulo de Cabeceo e Incidencia Variable y Comparación con Teoría de Helicópteros

Autor:

Daniel Pinazo Jiménez

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Profesor Contratado Doctor

Dep. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2018

Trabajo Fin de Máster: Desarrollo de la herramienta RAPTOR para procesado de datos de Ensayos en Túnel de Viento de Cabeza de Helicóptero con Ángulo de Cabeceo e Incidencia Variable y Comparación con Teoría de Helicópteros

Autor: Daniel Pinazo Jiménez

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

Termina con este proyecto mis estudios de Máster en Ingeniería Aeronáutica y mi etapa de estudios en la Universidad de Sevilla. Llega el momento de dar las gracias a todos aquellos que han estado conmigo durante este largo camino.

Me gustaría agradecer a mi hermano y padres; Pablo, Carmen y Antonio. Gracias por vuestro apoyo incondicional, sin vosotros no habría sido posible. Esta carrera es tanto vuestra como mía, sois un ejemplo que intentaré seguir.

Además no puedo olvidar la labor de mi profesor, tutor y amigo Sergio. La pasión y dedicación que profesa por lo que hace es encomiable. Mucha suerte en tus proyectos presentes y futuros.

¡Muchas gracias por todo!

Daniel Pinazo Jiménez
Sevilla, 2019

Resumen

Este proyecto surge de la necesidad de desarrollar herramientas de software capaces de procesar datos obtenidos en campañas de ensayos en túnel de viento pudiendo caracterizarse las actuaciones de los sistemas de propulsión. Concretamente se prueban sistemas para el diseño de una aeronave no tripulada con capacidad VTOL (Vertical Take Off Landing) por parte del Departamento de Ingeniería Aeroespacial.

La herramienta RAPTOR (herramienta de Análisis y Procesado Tilt-rotor Rawdata), desarrollada en el entorno MATLAB, permite al usuario realizar un procesamiento automatizado y homogéneo de ensayos de túnel de viento, así como la visualización de datos generados durante este proceso, siendo toda la información almacenada para posteriores usos. En este documento se describe la estructura y el funcionamiento de RAPTOR después de poner en contexto los sistemas y ensayos previamente utilizados por el departamento. Para finalizar este primer bloque del proyecto, se incluyen algunos de los resultados obtenidos con el uso de la herramienta.

Además, se ha contrastado los datos procesados proporcionados por RAPTOR con resultados del desarrollo de las teorías de vuelo axial de helicópteros, a partir de los teoremas de cantidad de movimiento (TCM) y teoría de elemento de pala (TEP). Mediante el modelado de la geometría de la pala y el programa de análisis aerodinámico (XFLR5), se ha obtenido los datos aerodinámicos necesarios en las teorías desarrolladas.

Índice Abreviado

<i>Resumen</i>	III
<i>Índice Abreviado</i>	V
<i>Índice</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
1 Introducción	1
1.1 Contexto	1
1.2 Motivación	5
1.3 Descripción del proyecto	6
1.4 Objetivo del proyecto	7
2 Sistemas de adquisición de datos en túnel de viento	9
2.1 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia fijo	9
2.2 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable	10
2.3 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable y automatización de ensayos	11
2.4 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable, automatización de ensayos y ángulo de paso variable	13
3 Herramienta de análisis y procesado de datos. RAPTOR	15
3.1 Obtención de datos en los ensayos	15
3.2 Estructura de funcionamiento de RAPTOR	25
3.3 Operaciones de filtrado y eliminación de puntos, alisado e interpolación	31
3.4 Estructura de almacenamiento de datos procesados	36
3.5 Interfaz gráfico RAPTOR.	38
4 Resultados	41
4.1 Variables dimensionales	41
4.2 Variables adimensionales	45
4.3 Superficies	48
5 Teoría de helicópteros. Vuelo Axial	57
5.1 Modelos teóricos	57

5.2	Modelado de las palas	66
5.3	Resultados de las simulaciones de los modelos	69
6	Comparación de datos	75
6.1	Vuelo Axial Ángulo de Paso 12°	75
7	Conclusiones	79
7.1	Recomendaciones relativas a la metodología de los ensayos realizados	79
7.2	Recomendaciones relativas a la herramienta RAPTOR	80
	Apéndice A Módulos de procesado de datos	81
A.1	Funcion CreacionBaseDatos.m	81
A.2	Función datos.m	81
A.3	Función interpolacionRPM.m	84
A.4	Función interpolacionV.m	84
A.5	Función superficies3D.m	85
A.6	Función curvasadimensionales.m	86
	<i>Índice de Figuras</i>	91
	<i>Índice de Tablas</i>	95
	<i>Bibliografía</i>	97

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Índice Abreviado</i>	V
<i>Índice</i>	VII
<i>Notación</i>	XI
1 Introducción	1
1.1 Contexto	1
1.1.1 Vehículo aéreo no tipulado	1
1.1.2 Tilt-Rotor	2
1.2 Motivación	5
1.3 Descripción del proyecto	6
1.3.1 Estructura del documento	7
1.4 Objetivo del proyecto	7
2 Sistemas de adquisición de datos en túnel de viento	9
2.1 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia fijo	9
2.2 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable	10
2.3 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable y automatización de ensayos	11
2.4 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable, automatización de ensayos y ángulo de paso variable	13
3 Herramienta de análisis y procesado de datos. RAPTOR	15
3.1 Obtención de datos en los ensayos	15
3.1.1 Interfaz DPI. Archivos de datos del túnel de viento	16
3.1.2 RCBenchmark	17
3.1.3 Descripción del ensayo	20
3.1.4 Resistencia	23
3.1.5 Almacenamiento de los datos	24
3.2 Estructura de funcionamiento de RAPTOR	25
3.3 Operaciones de filtrado y eliminación de puntos, alisado e interpolación	31
3.3.1 Filtrado	31
3.3.2 Interpolación	33

	Interpolación con revoluciones	34
	Interpolación con velocidad del flujo incidente	36
	Interpolación tridimensional	36
3.4	Estructura de almacenamiento de datos procesados	36
3.5	Interfaz gráfico RAPTOR.	38
3.5.1	Módulo de generación de datos procesados	38
3.5.2	Módulo de visualización de gráficas	39
4	Resultados	41
4.1	Variables dimensionales	41
4.2	Variables adimensionales	45
4.3	Superficies	48
5	Teoría de helicópteros. Vuelo Axial	57
5.1	Modelos teóricos	57
5.1.1	Teorema de cantidad de movimiento TCM	58
5.1.2	Teorema elemento de pala TEP	59
5.1.3	Teorema elemento de pala con teorema cantidad de movimiento	62
5.1.4	Teorema elemento de pala y cantidad de movimiento combinada TCMEP	63
5.1.5	Teorema elemento de pala y cantidad de movimiento combinada con pérdida en punta de pala	65
	Modelo global de Prandtl	65
	Modelo local de Prandtl	66
5.2	Modelado de las palas	66
5.2.1	Modelado de la geometría	66
5.2.2	Modelado aerodinámico	66
	Modelo lineal de C_l y polar parabólica C_d	67
	Modelo no polinómicos de C_l y C_d	68
5.3	Resultados de las simulaciones de los modelos	69
6	Comparación de datos	75
6.1	Vuelo Axial Ángulo de Paso 12°	75
7	Conclusiones	79
7.1	Recomendaciones relativas a la metodología de los ensayos realizados	79
7.2	Recomendaciones relativas a la herramienta RAPTOR	80
Apéndice A	Módulos de procesado de datos	81
A.1	Funcion CreacionBaseDatos.m	81
A.2	Función datos.m	81
A.3	Función interpolacionRPM.m	84
A.4	Función interpolacionV.m	84
A.5	Función superficies3D.m	85
A.6	Función curvasadimensionales.m	86

<i>Índice de Tablas</i>	95
<i>Bibliografía</i>	97

Notación

θ_1	Torsión
θ_0	Ángulo de Paso Colectivo
α	Ángulo de Ataque de un perfil
<i>ESC</i>	Electronic Speed Controller
<i>PWM</i>	Pulse Width Modulation
λ	Inflow Ratio
σ	Solidez
C_T	Coefficiente de tracción
C_Q	Coefficiente de par
C_P	Coefficiente de Potencia
<i>UAV</i>	Unmanned Aerial Vehicles
C_d	Coefficiente de resistencia de un perfil
C_l	Coefficiente de sustentación de un perfil
<i>RPM</i>	Revoluciones por minuto
<i>VTOL</i>	Vertical Take Off and Landing
<i>AI</i>	Ángulo de incidencia de la bancada (ángulo formado lo la perpendicular al plano del rotor y dirección del flujo incidente)
<i>AP</i>	Ángulo de paso de la pala

1 Introducción

En la actualidad el número de aplicaciones en la que se utilizan los vehículos aéreos no tripulados o UAVs (del inglés Unmanned Aerial Vehicle) ha aumentado enormemente, en gran medida por la gran versatilidad que estos vehículos presentan. Asociado a este incremento en su uso, la tecnología empleada por estas aeronaves ha ido desarrollándose a través de numerosos proyectos y estudios llevados a cabo en los últimos años.

En esta corriente se sitúa este proyecto, con el se pretende continuar el estudio de tecnologías asociadas a estos vehículos y más concretamente, desarrollo de la planta de potencia y propulsora.

1.1 Contexto

En la Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ETSI) de la Universidad de Sevilla, y específicamente, en el Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos, se han llevado a cabo numerosos proyectos relacionados con el diseño y desarrollo de tecnologías embarcadas en vehículos aéreos no tripulados.

Desde hace algunos años se ha trabajado en el desarrollo de una aeronave que una dos conceptos como son los de UAV y el de Tilt-Rotor. A continuación, con la intención de poner en contexto el proyecto, se pasa a explicar brevemente ambos conceptos.

1.1.1 Vehículo aéreo no tripulado

Los vehículos aéreos no tripulados o UAVs son aeronaves de pequeño, mediano o gran tamaño que carecen de tripulación y que son capaces de realizar vuelos controlados. Este control puede proporcionárselo un operador desde una ubicación remota o bien ser el propio vehículo quien gestione el vuelo a partir de planes de vuelos programados con anterioridad. Estos vehículos están caracterizados por tener una gran maniobrabilidad, al no tener limitaciones asociadas a la tripulación, además de presentar una gran variedad de configuraciones y tamaños, haciéndolos muy prácticos a la hora de realizar numerosas operaciones como la obtención de información del terreno a través de la fotografía aérea, misiones de salvamento o vigilancia, operaciones militares, sistemas de inspección de elementos en zonas de acceso complejo o aplicaciones dentro de la industria aeroespacial sirviendo de apoyo a los operarios de las plantas de producción.

Como ejemplos de estas aplicaciones, mencionar el proyecto HADA (Helicóptero Adaptativo Avión), enmarcado en el programa PLATINO (Plataforma Ligera Aérea de Tecnologías

Innovadoras) desarrollado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), con el objetivo de vigilancia y protección de las costas, mostrado en la Figura 1.1. Otro tipo de vehículos aéreos no tripulados son los desarrollados en el proyectos ARCAS (Aerial Robotics Cooperative Assembly System) en el que se desarrollan prototipos de robots aéreos dotados de brazos manipuladores capaces de realizar acciones como transportar y depositar piezas con múltiples aplicaciones. Otros sistemas como MOBNET (MOBile NETwork for people's location in natural and man-made disasters), un sistema de bajo coste de búsqueda y salvamento (SAR), permite la localización de víctimas aisladas durante desastres naturales.



Figura 1.1 Proyecto HADA y proyecto ARCAS de izquierda a derecha.

1.1.2 Tilt-Rotor

Las aeronaves de ala giratoria son aerodinos en los que la fuerza de sustentación es generada gracias al giro de alas o palas alrededor de un eje. Dentro de esta tipología de aeronaves tenemos:

- Autogiro. En este tipo de aeronave no se aplica potencia al rotor, que gira como consecuencia del propio avance de la aeronave generándose así la sustentación necesaria.
- Helicóptero. Aeronaves en las que se le proporciona potencia al rotor, que genera tanto las fuerzas sustentadoras como las propulsoras. Esta configuración permite el vuelo a punto fijo.
- Girodino. Es una configuración que puede funcionar a modo de helicóptero o autogiro. De esta forma la potencia puede entregarse al rotor o a las hélices propulsoras dependiendo de la configuración deseada.
- Convertiplano. En esta configuración el eje de giro del rotor puede cambiar de orientación de forma que puede generar tanto fuerza propulsora como sustentación dependiendo de la orientación. Es necesario que disponga de alas fijas para cuando los rotores funcionen únicamente como sistema propulsor.

El tilt-Rotor se considera una aeronave de ala giratoria del tipo convertiplano el cual es capaz de generar tanto propulsión como sustentación por parte de los motores mediante la rotación de los mismos, pudiendo por lo tanto modificar la dirección del vector empuje de los propulsores. Por este motivo, la aeronave podrá presentar una configuración eficiente



Figura 1.2 Aeronaves con ala giratoria. De izquierda a derecha y de arriba a abajo, autogiro, helicóptero, girodino y convertiplano.

para vuelo en crucero similar a las aeronaves de ala fija en cuanto a consumo de potencia y alcance en la operación, y a la vez será una aeronave VTOL (Vertical Take-Off and Landing) de forma que será capaz de realizar de aterrizaje y despegue vertical. A diferencia de conceptos como el tilt-wing, las aeronaves basadas en el concepto tilt-rotor solo modifican la dirección del vector empuje de los motores, mientras que en tilt-wing será el conjunto del ala y los motores los que modificaran su dirección mediante el giro.

Profundizando más, se puede encontrar a lo largo de la historia varios desarrollos de aeronaves con la configuración Tilt-Rotor. La idea de construir una aeronave VTOL surge en la década de 1930, con la aparición de las primeras patentes y desarrollos. Uno de los primeros prototipos fue el Transcendental Model 1-G presentado en la década de los 50. Un único prototipo fue construido, Figura 1.3, y destruido en 1955 en la bahía de Chesapeake.



Figura 1.3 Transcendental Model 1-G.

En 1951, mientras el 1-G volaba, la compañía Bell comenzó a diseñar lo que sería el Bell XV-3, Figura 1.4. Su principal objetivo era confirmar si este tipo de aeronaves podía ser factible en términos de estabilidad. Gracias a la investigación y desarrollo realizado en el proyecto se estudiaron muchos de los fenómenos de inestabilidad y efectos vibratorios que aparecían en los vuelos, mejorando el conocimiento existente acerca de este concepto de aeronave. En la década de 1970, la NASA y el ejército estadounidense impulsaron el desarrollo del XV-15, encargándose Bell Helicopter a partir de la financiación militar recibida. Con esta proyecto se profundizó en las capacidades operacionales que presentaban este concepto de aeronave, tanto en el ámbito militar como en el civil.



Figura 1.4 Bell XV-3 y Bell XV-15.

Usando los conocimientos adquiridos durante el desarrollo y la fase de pruebas en los programas del XV-3 y XV-15, se inició el programa V-22 por parte de Boeing y Bell a partir del 1981.

Fue la primera aeronave capaz de superar la fase experimental y que ha sido finalmente puesta en servicio en 2007, después de ciertos retrasos y aumentos de presupuestos que hicieron peligrar el proyecto. Actualmente el principal operador es el cuerpo de marines y la fuerza aérea de estados unidos, que poseen mas de una centena de este tipo de aeronaves.



Figura 1.5 V22-Osprey.

1.2 Motivación

Durante los últimos años, el Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla se ha trabajado en el proyecto EmERGENTIA, acrónimo de “Desarrollo de una Aeronave Convertible No-Tripulada para el Despliegue Rápido y Eficiente en Situaciones de Emergencia”, desarrollado en colaboración con el Servicio de Atención Médica de Urgencia (SAMU), la Universitat Politècnica de Valencia (UPV), la Universidad Federal de Mina Gerais (UFMG) y la Universidad Federal de Santa Catarina (UFSC).

Los vehículos de intervención rápida, denominados VIR, son los primeros vehículos en llegar al lugar accidentado. Actualmente estos vehículos hacen uso de UAVs como respuesta rápida, disponiendo habitualmente espacio para un único dron.

Se pretende diseñar un UAV que pueda desplegarse de manera rápida, realizar operaciones en terrenos no preparados y de pequeñas dimensiones, que permita dar una respuesta rápida, flexible y adecuada a cualquier tipo de situación de emergencia. Se hace uso de los conceptos UAV y Tilt-Rotor para dar respuesta a los requisitos de la aeronave planteada. Debido a la fase temprana de desarrollo en la que se encuentra la aeronave se disponen de dos diseños con dos y cuatro rotores, ambos mostrados en las Figuras 1.6 y 1.7.

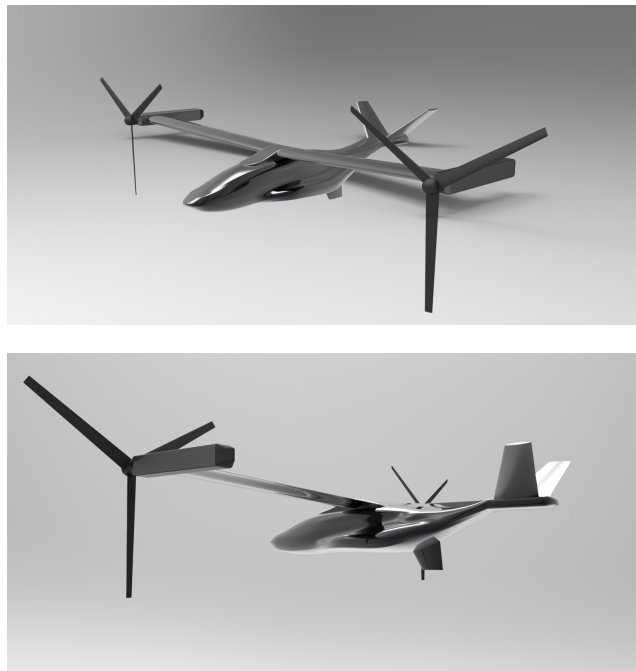


Figura 1.6 Concepto Tilt-Rotor.

El diseño de aeronaves como esta, requiere de investigación en numerosos campos como son los de mecánica del vuelo, estructuras, la electrónica embarcada, planta propulsora, sistemas de energía, estabilidad y control de la aeronave. Durante los últimos años, y a través del lanzamiento de numerosos proyectos, el departamento de Ingeniería Aeroespacial en colaboración con otros departamentos de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería ha logrado avanzar con el diseño en todos los aspectos.

Este trabajo se enmarca dentro del proyecto EmERGENTIA, concretamente en el desarrollo de la planta propulsora. En la etapa de diseño temprana en el que se encuentra, se necesita

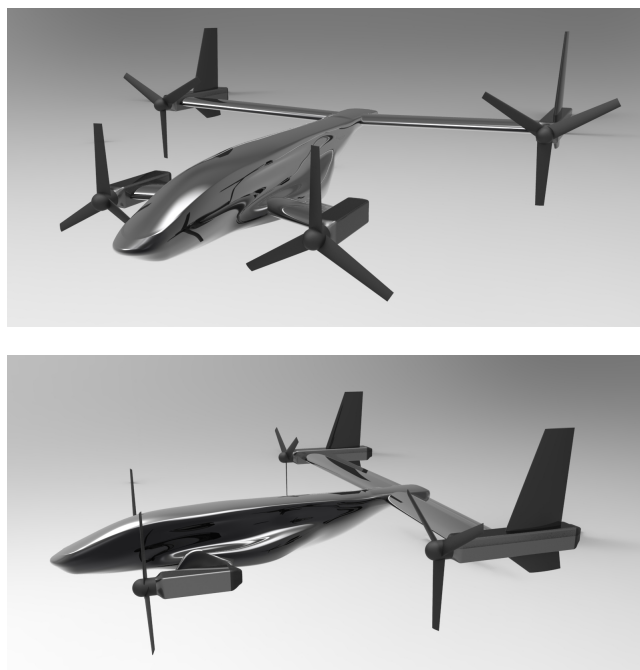


Figura 1.7 Concepto Tilt-Rotor.

desarrollar herramientas que permitan la caracterización mediante ensayos de distintas plantas propulsoras que puedan finalmente integrarse en el diseño final. A partir de estos ensayos, se obtendrá información que será de utilidad para el resto de los campos de trabajos definidos como puede ser el desarrollo de los sistemas de energía necesarios, el estudio de las actuaciones o el análisis estructural.

1.3 Descripción del proyecto

Se parte del trabajo realizado anteriormente en el Departamento de Ingeniería Aeroespacial enfocado al estudio de sistemas propulsores, para lo cual se han realizado un gran número de proyectos de desarrollo de sistemas de captura de datos y de obtención y análisis de la información obtenida en tests estáticos y en túnel de viento que permiten modificar parámetros muy influyentes en la capacidad del sistema propulsor ensayado.

En este proyecto se ha trabajado para desarrollar una herramienta que permita obtener información procesada que sirva de utilidad para caracterizar el sistema propulsor ensayado, a partir de los archivos originales obtenidos durante las pruebas en túnel de viento. Además del estudio del sistema propulsor, los resultados obtenidos sirven de apoyo para el diseño de los sistemas de energía y cálculo de las actuaciones de la aeronave.

Uno de los aspectos más importantes ha sido el de crear una herramienta robusta, con capacidad de hacer frente a las perturbaciones que se producen durante los ensayos y que son inherentes a los distintos regímenes de funcionamiento del rotor. Se ha partido de los datos obtenidos durante la campaña de ensayos realizada anteriormente a este proyecto, descritas en el proyecto de David Barea [5]. El sistema empleado durante esos ensayos será brevemente descrito en el Capítulo 2 a fin de dotar de una visión general al lector. Además, se describirán algunos de los sistemas de adquisición de datos utilizados anteriormente en el departamento.

Una vez que se desarrolla la herramienta y se presentan los datos finales, se pasa a la implementación de distintos modelos teóricos de helicópteros permitiendo su comparación, pudiendo identificar las distintas fuentes de error y reflexionar si la metodología de ensayos esta siendo la correcta.

1.3.1 Estructura del documento

El documento se divide en 7 capítulos y dos apéndices.

1. Introducción: Proporciona una visión global del contexto que rodea al proyecto e incorpora el desarrollo realizado en líneas generales.
2. Sistemas de adquisición de datos en túnel de viento: Describen los sistemas utilizados estos últimos años en el departamento para realizar los ensayos, haciendo hincapié en el sistema que proporcionó los datos que sirvieron para desarrollar la herramienta. Se indican las principales diferencias y los parámetros utilizados a al realizar el estudio.
3. Herramienta de procesado de datos: Describe la herramienta paso a paso, desde la obtención de los primeros datos a partir de los archivos generados, hasta la generación de los datos finales. Se justificarán las decisiones tomadas a partir de los datos que se han ido obteniendo así como el tratamiento que se ha dado a los datos conforme se realizaban las distintas correcciones o interpolaciones.
4. Resultados: Presentan los resultados obtenidos después del procesado de datos realizados por parte de la herramienta.
5. Teoría de helicópteros. Vuelo axial: Se presenta el resultado de las distintas teorías implementadas para los varios regímenes de funcionamiento, haciendo uso de un modelo de la pala utilizada en los campaña de ensayos. Se utilizarán tres teorías que se describirán en profundidad en este capítulo.
6. Comparación de datos: Realiza una comparación para aquellos datos en los que la teoría proporciona valores, obteniendo conclusiones que podrán ser de utilidad para posteriores campañas de ensayos.
7. Conclusiones: Realiza una reflexión acerca de los resultados generales y los hitos alcanzados durante la realización del proyecto.
8. Apéndice A: En el que se describe en mayor profundidad los módulos que componen la herramienta RAPTOR.

1.4 Objetivo del proyecto

Entre los principales objetivos del proyecto puede destacarse el desarrollo de una herramienta robusta para realizar un procesado rápido y automatizado, permitiendo realizar campañas de ensayos más amplias. De esta forma, se podrá apreciar el efecto de los distintos parámetros relacionados con la planta propulsora. Además, se ha pretendido realizar una herramienta flexible que se adapte a la variabilidad encontrada en los ensayos realizados en el túnel de viento.

Por otro lado, la comparación de los datos obtenidos en la campaña de ensayos con datos

que provienen de la teoría es un paso importante a la hora de validarlos. Por ello, otra parte fundamental del proyecto es contrastar ambos y obtener conclusiones que puedan ser de utilidad para posteriores proyectos realizados.

2 Sistemas de adquisición de datos en túnel de viento

En este capítulo se describe la evolución de los sistemas utilizados en las campañas de ensayos promovidas desde el departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos en los últimos años. Una visión de cómo han evolucionado los distintos sistemas empleados y la descripción de las principales características de cada uno resulta imprescindible para comprender tanto el origen de los datos utilizados para desarrollar la herramienta.

Se describirán los sistemas de forma cronológica, presentando similitudes con los anteriores en un proceso de mejora continua. Especial atención se presta a los desarrollados por Daniel Pinazo Jiménez y David Barea Vizuite, descritos con mayor profundidad en [3] y [5], siendo los datos de la campaña de ensayos de este último utilizados para desarrollar la herramienta de procesamiento de datos descrita en el Capítulo 3.

La evolución de estos sistemas queda reflejada principalmente en la posibilidad de control de un mayor número de parámetros por parte del usuario, de forma que se pueda realizar ensayos más ajustados a las necesidades requeridas para el estudio de la planta propulsora de un concepto de aeronave como el que aquí se introduce.

2.1 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia fijo

Como punto de partida se va a describir el sistema de telemetría desarrollado por Hugo López/Juan Manuel Morales [4] y [1], utilizado para obtener curvas experimentales de las actuaciones de la planta propulsora de la aeronave no tripulada Céfiro, que podemos ver en la Figura 2.1.

Esta bancada posee una estructura modular para facilitar el transporte, principalmente a las distintas zonas de pruebas como el túnel de viento. Los principales módulos que se pueden destacar son:

- Base: Soporta el resto de la estructura siendo el punto de contacto con el suelo aportando el rozamiento necesario, además de resistir las cargas propias del ensayo.
- Módulo con los equipos electrónicos incorporados en una caja.



Figura 2.1 Aeronave Céfire.

- Módulo con motor y sensores: Incluye el motor y los sensores con la capacidad de medir empuje, par y las variables eléctricas asociadas al consumo del sistema propulsor.

Además de la bancada, se desarrollaron primeras versiones de herramientas y aplicaciones para la gestión y adquisición automatizada de datos en los ensayos en el túnel de viento de plantas propulsoras de motores eléctricos. Estas herramientas han sido depuradas y adaptadas en posteriores proyectos para su utilización.

Hay que destacar la aplicación con entorno gráfico desarrollada en *MATLAB*, denominada *InterfazDPI*, cuya función es la de recoger información de las variables asociadas al túnel de viento proporcionadas a través del instrumento de medida *DPI150 Precision Pressure Indicator*. La principal variable medida y que resulta de vital importancia para caracterizar el sistema propulsor es la velocidad del flujo en el túnel de viento. Otra variable generada por esta herramienta es la densidad a partir de la temperatura, humedad relativa y presión obtenidas a través de una estación meteorológica portátil. Toda la información se recopila en archivos en formato *.mat*.

Como vemos en la imagen de la izquierda de la Figura 2.2, se trata de una estructura robusta que permite al usuario el control de las revoluciones del motor. El usuario tiene la posibilidad de modificar la velocidad del flujo incidente pero sin capacidad de modificar el ángulo de incidencia de este flujo.

2.2 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable

Con el nuevo objetivo de desarrollar una aeronave con el concepto de Tilt-Rotor, surgen nuevos requisitos y variables que hicieron plantear nuevos sistemas de adquisición de datos para la realización de ensayos adaptados a esta nueva configuración. Poder modificar la incidencia con la que el flujo incide sobre el sistema propulsor se convierte por tanto en un parámetro imprescindible de caracterizar. Por este motivo, se desarrolla una nueva bancada más compacta por parte de Raimundo Blanco [2], que permita realizar ensayos con cualquier ángulo de incidencia aprovechando los discos rotatorios que posee el túnel del viento.

La bancada, que se muestra en la Figura 2.3, posee algunas similitudes con la presentada anteriormente, siendo la célula de carga, el torquímetro y gran parte de la electrónica la



Figura 2.2 Imagen de la bancada.

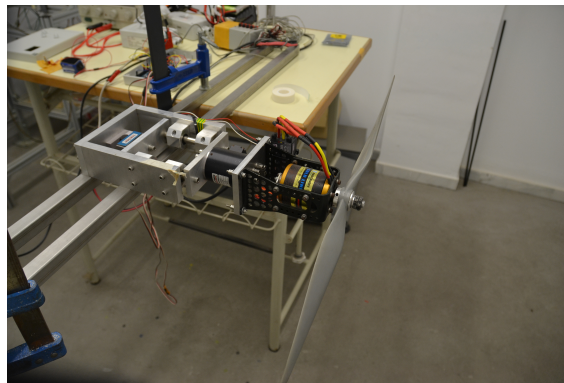


Figura 2.3 Bancada Raimundo.

misma. Este diseño supone un paso importante hacia el objetivo de caracterizar un sistema propulsor, siendo el ángulo de incidencia una de las variables incluida en la caracterización. Por tanto, se une a la velocidad del flujo incidente y las revoluciones del motor.

Para las campañas de ensayos con esta bancada, se han utilizado algunas de las herramientas desarrolladas con anterioridad, destacando *InterfazDPI* para la adquisición de datos provenientes del túnel de viento. Debido a que el sistema recibe datos de diversas fuentes, principalmente de distintos sensores y del túnel de viento, la tarea posterior de procesado de datos suponía un esfuerzo considerable. Además, se requiere de varios equipos para desarrollar los ensayos. En la Figura 2.4 se aprecia el lugar de trabajo y los equipos involucrados durante la realización de un ensayo tipo con esta bancada.

2.3 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable y automatización de ensayos

Con la puesta en marcha de esta bancada se produce un cambio importante con respecto a la descrita en el punto 1.2, no en el concepto, pero si en la electrónica y en el sistema de adquisición de datos. Además, se estudia la automatización en la realización de los ensayos.

La bancada, desarrollada por Daniel Pinazo [3] y mostrada en la Figura 2.6, es un sistema

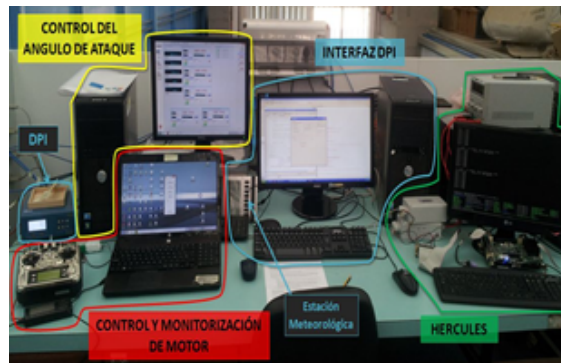


Figura 2.4 Lugar y equipo de trabajo de la bancada.

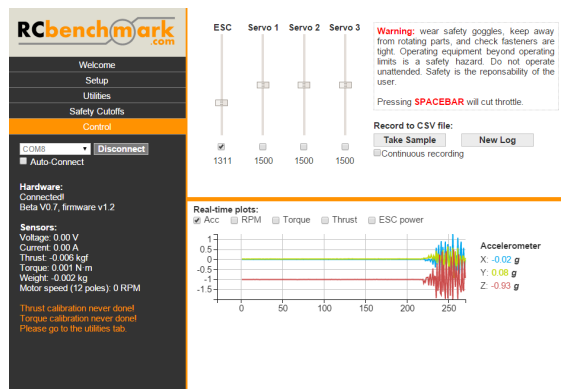


Figura 2.5 Variables en tiempo real en la aplicación de RCBenchmark.

robusto y compacto permitiendo la modificación del ángulo de incidencia del flujo de aire. Se produce un cambio en los equipos electrónicos con la incorporación de la placa de adquisición de datos de RCBenchmark desarrollada por *Tyto Robotics Inc*, Figura 2.7. Su uso permite la canalización de las señales de las células de carga que miden tracción y par, señales eléctricas asociadas al consumo del motor y algunas señales más como son las medidas de vibraciones, a través de la placa electrónica, pudiendo generarse un único archivo que contiene toda la información. En el momento de realizar el procesamiento posterior solo se tendrá que sincronizar en el tiempo los datos que provienen de dos fuentes: los datos del túnel del viento proporcionado por *Interfaz DPI*, y las medidas de los sensores asociados al sistema propulsor que vienen de la placa electrónica. Durante el proyecto también se hace uso de la capacidad de automatización de ensayos que tiene RCBenchmark a través de códigos en lenguaje JavaScript, llegando a realizarse la campaña de ensayos con barridos automáticos de las revoluciones del motor.

La metodología y realización del ensayo cambia significativamente, pudiendo automatizar y monitorizar el ensayo desde una aplicación GUI (Graphical User Interface) propia de RCBenchmark y obtener los archivos generados en cada ensayo en un único ordenador. Las mejoras permiten al usuario un mayor seguimiento a tiempo real de las mediciones realizadas por los sensores pudiendo detectar de manera temprana posibles fallos que se estén cometiendo en el ensayo. Se evita así tener que llegar al procesamiento posterior para identificarlos. Se muestra en la Figura 2.5 la monitorización de algunas variables. Además, la automatización y centralización de la información en un único archivo, favorece la creación de una aplicación que realice el procesamiento posterior de manera rápida y eficiente.



Figura 2.6 Bancada RCBenchmark.

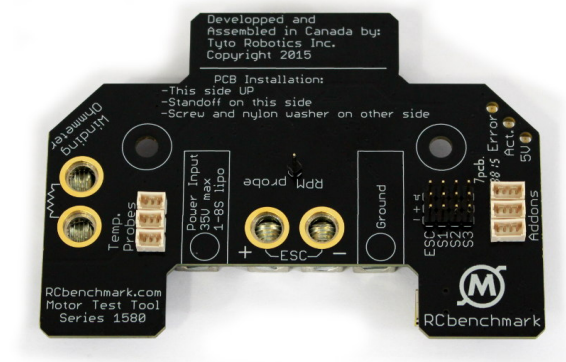


Figura 2.7 Placa electrónica 1580 de RCBenchmark.

Finalmente, se depuró la herramienta gráfica *InterfazDPI*, eliminando algunos fallos producidos al finalizar la toma de datos del túnel de viento, bloqueando y obligando a cerrar la aplicación *Matlab* ralentizando el ensayo. Se modificó su interfaz adaptándola a la nueva metodología seguida.

La herramienta de procesamiento de datos desarrollada en el presente proyecto está adaptada a los archivos generados por la placa RCBenchmark y la nueva versión de la herramienta *InterfazDPI*, que son los utilizados en este proyecto y posteriores.

2.4 Sistema de adquisición de datos con ángulo de incidencia variable, automatización de ensayos y ángulo de paso variable

Esta bancada, desarrollada por David Barea [5], es la evolución de la descrita en el apartado anterior, añadiéndose otra variable de control importante como es el ángulo de paso de las palas. Para ello se sustituyó la estructura principal de la bancada por la de un helicóptero de radio control, incorporándose así la cabeza del rotor que dotó de este nuevo grado de libertad.

De esta forma, el ángulo de paso se une al ángulo de incidencia de la bancada, las revoluciones del motor y la velocidad del túnel del viento como variables de control durante los ensayos, acercándose a una caracterización más personalizada para la configuración de Tilt-Rotor. La bancada sigue presentando una estructura con un anclaje a los discos rotatorios similar a la realizada en las dos bancadas anteriormente descritas. Hasta la



Figura 2.8 Imagen Bancada de David Barea.

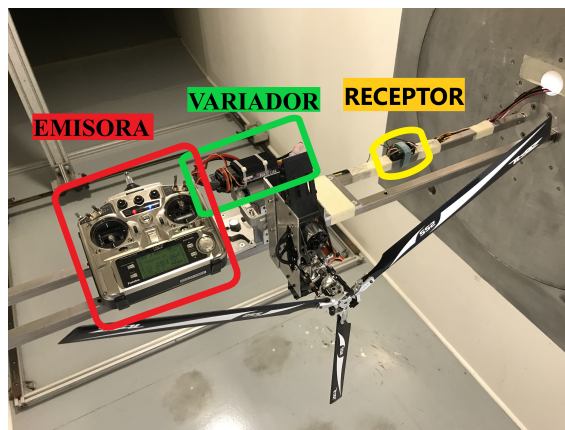


Figura 2.9 Configuración de la bancada de David Barea.

realización de este proyecto, los ensayos se habían llevado a cabo con hélices de aviones de radio control, siendo este el primer proyecto en el que se incorpora palas de helicópteros de radio control. Para el control del ángulo de paso se hace uso de una emisora Futaba 9C, mientras que el control del resto de variables del ensayo se realiza desde un único ordenador, como en el sistema anterior.

Mencionar que los datos obtenidos durante la campaña de ensayos realizados en el proyecto de David Barea [5], son los que se han usado de base para desarrollar la herramienta que se describe en este proyecto, por lo que los datos mostrados a lo largo del mismo proceden de los datos originales obtenidos durante esta campaña de ensayos.

3 Herramienta de análisis y procesamiento de datos. RAPTOR

En este capítulo se describirá el proceso que se inicia con la obtención de datos en el túnel de viento en las campañas de ensayos y finaliza la visualización de las curvas y superficies ya procesadas, prestando especial atención en la descripción de la herramienta desarrollada en *MATLAB* denominada *RAPTOR* (Herramienta de Análisis y Procesado de Tilt-rotor Raw-data).

Antes de comenzar los ensayos es necesario tener claro la metodología que se va a seguir siendo imprescindible conocer las variables sobre las que se tiene control para personalizar el ensayo. En este capítulo se describirán las variables de control y como se puede personalizar el ensayo a través de su uso. Se enumerarán a continuación las variables de control usadas:

- Velocidad del flujo incidente,
- Ángulo de incidencia del flujo incidente,
- Revoluciones del motor,
- Ángulo de paso.

Para el desarrollo de la herramienta se parte de los datos obtenidos en los ensayos realizados por David Barea [5], por lo que las imágenes que se van a mostrar en este capítulo corresponden al resultado de procesarlos. Por este motivo, se ha tomado la metodología seguida en estos ensayos como referencia para el desarrollo de la herramienta y en caso de modificar el tipo de ensayos, sería necesaria una revisión de la herramienta para adaptarla a dicho cambio.

Además, se explicará como se ha desarrollado la herramienta y su estructura básica, así como las decisiones tomadas a la hora de filtrar los datos y la forma de interpolar.

3.1 Obtención de datos en los ensayos

Para desarrollar cualquier software que procese los archivos generados durante las campañas de ensayos del túnel de viento es básico conocer en profundidad, tanto el formato como la estructura que presentan los datos primitivos almacenados. Es por ello que se pasa a

explicar las herramientas usadas en los ensayos, prestando especial atención a los archivos que se generan. Las dos principales herramientas que adquieren y almacenan la información son:

- Interfaz DPI
- RCBenchmark

A continuación se describirán con más detalle.

3.1.1 Interfaz DPI. Archivos de datos del túnel de viento

Como ya se mencionó en el Capítulo 2, *InterfazDPI* es una aplicación con un interfaz gráfico de usuario (GUI), desarrollada en *MATLAB* y utilizada en numerosas campañas de ensayos impulsadas por el departamento de Ingeniería Aeroespacial.

Para explicar su utilidad, primero hay que hacer referencia al *DPI 150 Druck Precision Pressure Indicator*. Se trata de un sensor de presión instalado en el túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros, conectado a un tubo de Pitot, permitiendo la monitorización de una de las variables más importante durante el ensayo: la velocidad del flujo de aire que incide sobre el sistema moto-propulsor.

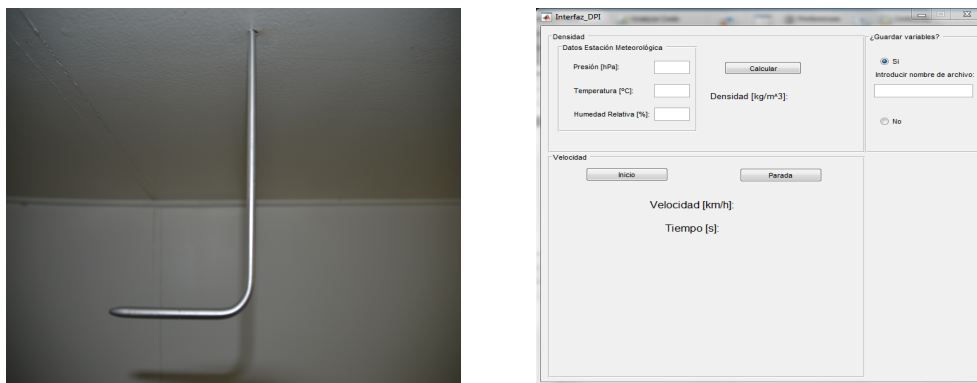


Figura 3.1 Tubo de pitot y el interfaz de la herramienta interfazDPI actualizada.

La interfaz gráfica, *InterfazDPI*, permite la lectura de datos a través de un puerto USB en el que esté conectado el sensor *DPI150*, de forma que el usuario podrá salvar los datos que provienen del sensor, así como visualizarlos a tiempo real mediante la representación de la evolución de la velocidad del túnel de viento con el tiempo. Además, se le debe proporcionar a la aplicación los datos de presión, humedad relativa y temperatura ya que estos se usarán para calcular la densidad en esas condiciones. Estos datos se obtienen haciendo uso de una estación meteorológica portátil, mostrada en la Figura 3.2, disponible en la zona de trabajo del túnel de viento. En la Figura 3.1, se muestra la apariencia de la aplicación en su última actualización, adaptada a la bancada que se usa en la actualidad en el departamento. Como se aprecia en la imagen, contiene dos botones principales, de inicio y parada de la toma de datos, junto con un cuadro con ejes que permite visualizar la evolución con el tiempo de las velocidad del flujo incidente. En la parte superior, se encuentra el cuadro de los parámetros atmosféricos para el cálculo de la densidad. Finalmente, en el cuadro

derecho se encuentran las opciones de salvado de los archivos.



Figura 3.2 Estación meteorológica portátil.

Una vez salvados los datos obtenemos un archivo con extensión *.mat* donde se guardadan las variables:

- Tiempo
- Velocidad
- Densidad
- Hora

Las variables tiempo y velocidad se almacenan como vectores que contienen el tiempo asociado a un cronómetro que se inicia al comenzar a guardar datos y las velocidades asociadas a esos instantes de tiempo. Junto a estas variables se almacena la densidad calculada internamente a partir de los datos atmosféricos y la fecha y hora de comienzo del ensayo para poder sincronizar en el tiempo estos datos con los que provienen de otras fuentes.

3.1.2 RCBenchmark

Las variables asociadas al sistema moto-propulsivo son monitorizadas y almacenadas de forma paralela a las variables del túnel de viento por parte de la aplicación de *RCBenchmark*. En esta sección se describe el sistema de adquisición empleado para estas variables y la forma de sincronización con el resto de archivos del ensayo que se toman de forma simultánea a este.

El sistema desarrollado por la empresa *Tyto Robotics Inc* consta principalmente de una placa electrónica que proporciona control de las revoluciones y canaliza la información que proviene de los sensores, permitiendo así caracterizar el sistema propulsivo. Esta placa se conecta por un lado a un variador o ESC (Electronic Speed Controller) que a su vez está conectado al motor eléctrico. El variador es el encargado de recibir las señales PWM (Pulse-width modulation) y traducirlas a revoluciones del motor. La configuración puede revisarse en proyectos como el de David Barea [5] o Daniel Pinazo [3], mostrándose en la Figura 3.3 la placa y sus conexiones.

Los sensores eléctricos y de carga presentes en la estructura de la bancada, que proporcionan las medidas de las variables, se conectan a la placa RCBenchmark. Entre los sensores

de los que dispone la bancada, pueden diferenciarse por un lado los sensores de carga, que poseen galgas extensiométricas capaces de medir esfuerzos y fuerzas aplicadas, y por otro lado el sensor de revoluciones, que es un sensor eléctrico capaz de medir las revoluciones del motor a partir de la frecuencia con la que cambia la conexión eléctrica. Por último, se dispone de acelerómetros que miden la aceleración en cada uno de los tres ejes y la vibración total. De los tres sensores de carga conectados a la placa, uno de ellos proporciona medidas de fuerza en la dirección perpendicular al plano de la hélice y los otros dos se instalan en una posición paralela con cierta distancia para medir el par motor.

El control, monitorización y salvado de datos se realiza a través de la aplicación RCBenchmark proporcionada por el fabricante. El control de la señal PWM, y por tanto de las revoluciones, se puede realizar de forma manual o automática mediante scripts, siendo esta una funcionalidad muy interesante explorada en algunos de los proyectos mencionados en el Capítulo 2.

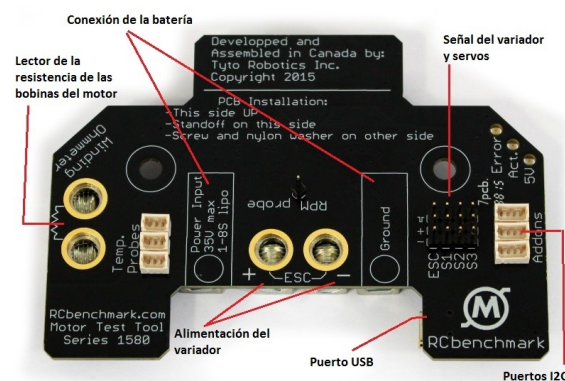


Figura 3.3 Placa electrónica de RCBenchmark con el conexionado necesario.

El archivo generado en cada ensayo, tiene una extensión **.csv** (Comma-Separated values), en el que la información se almacena en columnas separadas por comas con las siguientes variables en cada una de ellas:

- Times (s)
- ESC signal (micros)
- Servo 1
- Servo 2
- Servo 3
- AccX(g)
- AccY(g)
- AccZ(g)
- Torque (Nm)
- Thrust (N)
- Voltage (V)

- Current(A)
- Motor Electrical Speed (RPM)
- Motor Optical Speed (RPM)
- Electrical Power (W)
- Mechanical Power (W)
- Motor Efficiency (
- Propeller Mechanical Efficiency (N/W)
- Overall Efficiency (N/W)
- Vibration (g)

Algunas de las variables no resultan útiles ya que almacenan información de sensores no utilizados en estos ensayos. A estas variables que se guardan por defecto, se le puede añadir otras mediante líneas de código del script del ensayo automático. En este caso se ha añadido una que almacena la fecha y hora en la que se comienza a grabar los datos por parte de la aplicación de RCBenchmark. Esta variable permite la sincronización de estos archivos con los generados por *InterfazDPI*, calculando la diferencia de tiempo entre el comienzo de adquisición de datos de una y otra fuente.

Por último, se profundizará en la capacidad de personalización que proporciona al usuario los scripts que automatizan los ensayos. La variable a controlar por la placa *RCBenchmark* es la señal PWM, relacionada con las revoluciones del motor. De esta forma el usuario podrá crear un perfil a medida, modificando el tipo de barrido de revoluciones y los tiempos del ensayo. En la Figura 3.4 se muestra dos tipos de perfiles totalmente diferentes que se usaron durante la campaña de ensayos de Daniel Pinazo [3].

Hasta el momento se han utilizado fundamentalmente dos tipos de perfiles en los ensayos del departamento. Como para el procesamiento de datos es importante conocer el método con el que se obtienen, se pasa a explicar ambos perfiles:

- **Perfil con barrido de revoluciones en escalón.** En este perfil las revoluciones se barren con valores discretos de revoluciones comprendidos entre un mínimo y un máximo indicado por el usuario a través de la señal PWM. El número de valores discretos es también personalizable, al igual que el tiempo que el motor mantiene estos valores en cada escalón. El usuario podrá decidir si realizar un barrido de revoluciones hasta el valor mínimo una vez alcanzado el máximo o acabar el ensayo una vez llegado a este valor máximo.
- **Perfil con barrido de revoluciones en rampa.** En este tipo de perfil las revoluciones varían de forma continua entre un valor mínimo y máximo de revoluciones. El tiempo en alcanzar el valor máximo de revoluciones partiendo desde el mínimo será el que defina la pendiente de cambio de revoluciones. El usuario podrá controlar tanto el mínimo y máximo de la señal PWM como el tiempo de rampa además de la posibilidad de realizar una rampa descendente hacia valores de revoluciones nulos.

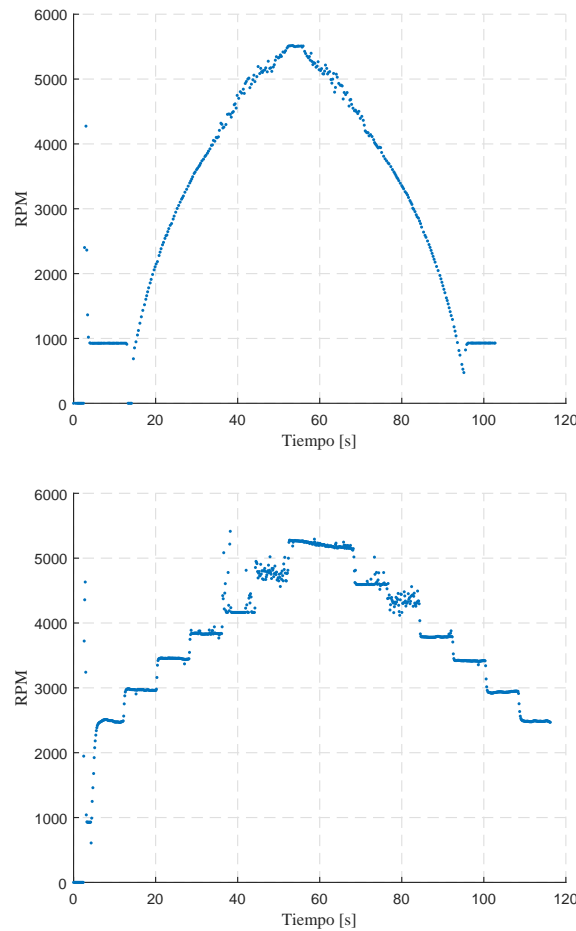


Figura 3.4 Perfil escalonado y continuo de revoluciones.

Los perfiles con barridos tipo rampa fueron usados en la campaña de ensayos realizada por Daniel Pinazo [3] mientras que los perfiles tipo escalón se emplearon en el proyecto de David Barea [5]. En la Figura 3.5 y 3.6 se muestra ambos perfiles de revoluciones junto con las medidas de tracción asociadas al perfil.

La herramienta de procesado de datos se ha desarrollado para ensayos con un perfil en escalón de las revoluciones. Esta decisión se debe fundamentalmente a la intención de evitar los efectos transitorios asociados a un aumento continuo de revoluciones en variables como la tracción o el par. En los ensayos en escalón se alcanza un estado estacionario para cada valor de las revoluciones, de forma que haciendo uso de la interpolación, se puede obtener las curvas a partir de los valores discretos de las variables. El principal inconveniente aparece en las regiones de funcionamiento en la que las variables presentan comportamientos no lineales o con grandes gradientes, ya que exigirá un mayor número de puntos para poder caracterizar adecuadamente esta región.

Además de los perfiles mencionados, el usuario tendrá la capacidad de crear cualquier perfil personalizado que pueda ser de utilidad para el estudio que esté llevando a cabo.

3.1.3 Descripción del ensayo

Una vez descrita la aplicación *InterfazDPI* por un lado y la aplicación *RCBenchmark* por otro, se explicará la metodología seguida en los ensayos.

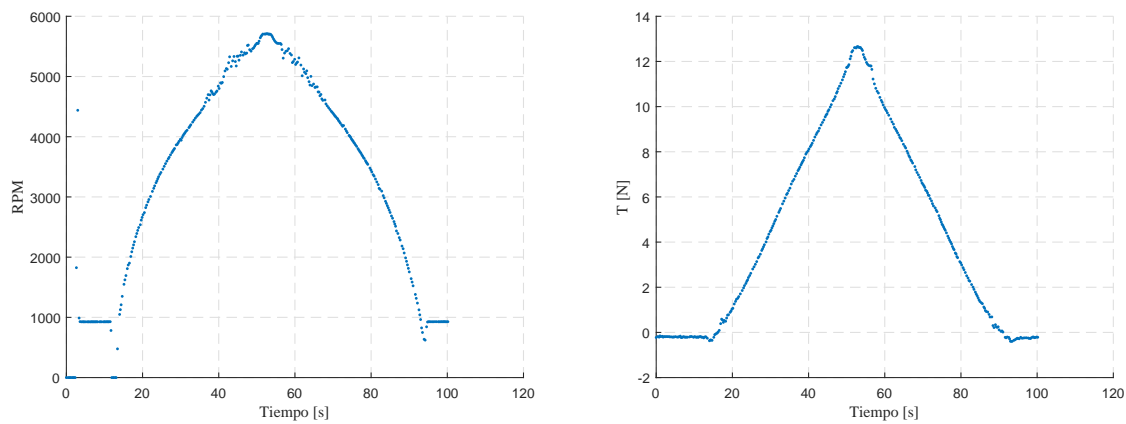


Figura 3.5 Ensayo con barrido continuo de revoluciones. Medidas de RPM y tracción asociadas.

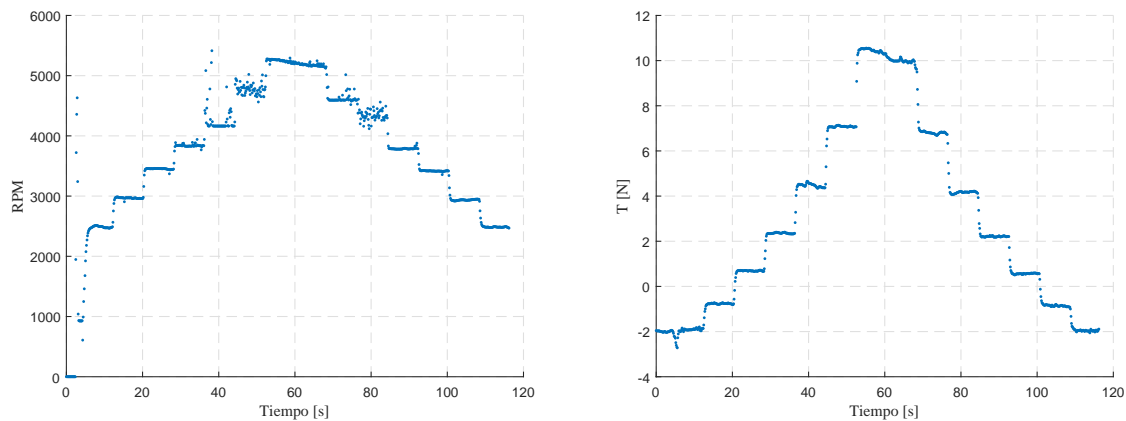


Figura 3.6 Ensayo con barrido escalonado de revoluciones. Medidas de RPM y tracción asociadas.

En primer lugar, conviene dejar claro cuáles son las variables de control sobre las que se puede actuar durante el ensayo. El principal objetivo no es otro que obtener información del sistema propulsor en condiciones similares a la que estará durante las actuaciones de la aeronave VTOL. Las variables de control serán:

- Velocidad incidente del flujo de aire,
- Revoluciones del motor,
- Ángulo de incidencia de la bancada con el flujo de aire,
- Ángulo de paso de la pala.

La velocidad se controla mediante una rueda de selección situada en la entrada del túnel de viento con el que se ajustará porcentaje de potencia de los ventiladores. El ángulo de incidencia se podrá modificar gracias a un sistema motorizado con el que cuenta el túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros. El control de las revoluciones se realiza a través de los scripts de la aplicación de RCBenchmark. Por último, el ángulo de

paso de las palas se modificará mediante una emisora de radio control *Futaba 9C* disponible en el Departamento de Ingeniería Aeroespacial.

Para la caracterización del sistema propulsor se realizarán ensayos a diferentes valores de estas variables de control. En cada uno de los ensayos se fijará la velocidad del flujo incidente, el ángulo de incidencia de la bancada y el ángulo de paso de la pala y serán las revoluciones del motor las que variarán a lo largo de la prueba.

Antes de comenzar el ensayo es necesario tomar una serie de decisiones previas que afectarán al posterior procesado de los datos obtenidos. En primer lugar, se necesita saber cómo se va a realizar la sincronización entre los datos del túnel de viento y los que provienen de la placa RCBenchmark. Se han adoptado dos tipos de soluciones distintas en los proyectos de Daniel Pinazo [3] y David Barea [5], que se pasan a comentar.

En el primero, se generaron para cada ensayo dos archivos: uno correspondiente a datos del túnel de viento y el otro correspondiente a la placa de RCBenchmark. De este modo se requiere una posterior sincronización de los datos a partir de la diferencia de hora que hay en el comienzo de ambos archivos, realizándose de manera automática gracias a la variable de fecha y hora almacenada en cada uno de los archivos. En el segundo, se decidió realizar una simplificación, asignando a cada nivel de potencia del túnel de viento una velocidad del mismo. Inicialmente se generará una curva con las velocidades correspondientes que se usará para el resto de los ensayos, ver Figura 3.7 y Tabla 5.3.

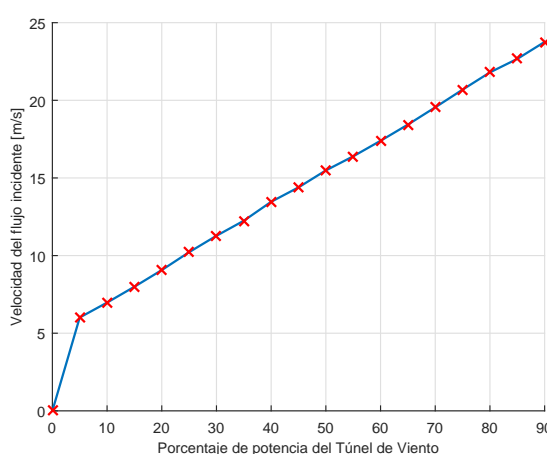


Figura 3.7 Velocidades del flujo incidente según la potencia de control seleccionada.

Para el desarrollo de las herramientas se han usado datos obtenidos de esta última forma por lo que se adapta a esta metodología. En caso de querer utilizar la otra forma de sincronización de archivos habría que modificarla.

Otra de las decisiones que han de tomarse es como se va a realizar el barrido de revoluciones en cada uno de los ensayos. Como se ha mencionado en el apartado anterior, la herramienta se ha desarrollado para un barrido en escalones de las RPM, es decir, se le proporciona un valor mínimo y máximo de la señal PWM junto a un número de escalones de forma que la señal PWM va tomando valores discretos situados entre el valor mínimo y máximo, manteniéndose cada valor de señal durante un tiempo fijado también por el usuario. Incidir que el control se realiza sobre la señal PWM que guarda una estrecha relación con las revoluciones del motor que puede verse afectada por parámetros como el nivel de carga de las baterías que proporcionan el voltaje e intensidad al motor eléctrico.

Tabla 3.1 Asociación de potencias y velocidades en el túnel del viento usados en el procesado.

Potencias túnel de viento	Velocidades
Off	0
10	5
20	9
30	11
40	13
50	15
60	17
70	20
80	22

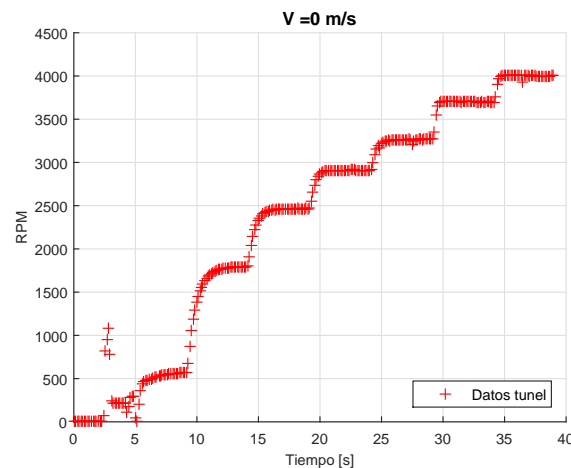


Figura 3.8 Ejemplo de barrido de RPM en un ensayo (AI 90 , AP 8).

Una vez definidas las variables de control sobre las que se actúan, así como el tipo de barrido de revoluciones a realizar y el tipo de caracterización de la velocidad del túnel de viento, se podrá iniciar el realizar el ensayo.

3.1.4 Resistencia

Otra parte importante es la caracterización de la resistencia de las palas y de la estructura de la bancada. El valor que resulta de interés es el empuje neto que proporcionan las palas por lo que es necesario corregir los valores medidos de tracción con el valor de la resistencia. Por ello se realizaron ensayos de caracterización de la resistencia, barriendo para diferentes velocidades del flujo incidente y distintos ángulos de incidencia. Se obtuvieron los valores de resistencia de la estructura con y sin palas, utilizando finalmente los valores de resistencia de la estructura sin palas. Las medidas obtenidas con las palas montadas en la bancada corresponden con una configuración en la que el ángulo de ataque que ven los perfiles de las palas es entorno a los 90° (con un flujo prácticamente ortogonal) que no se corresponde

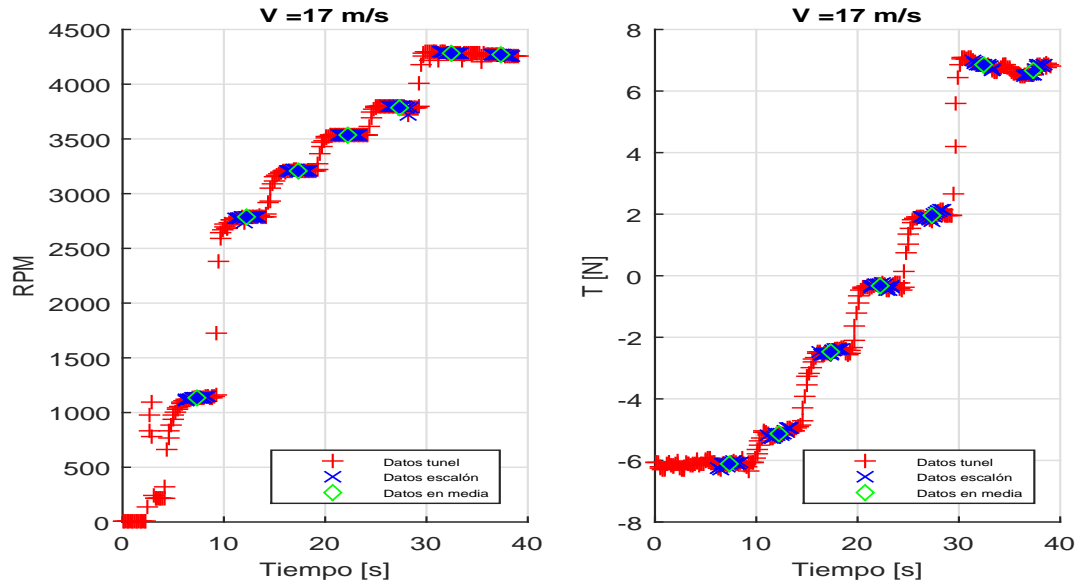


Figura 3.9 Barrido de RPM y Tracción en un ensayo (AI60AP8).

con la configuración de los ensayos, en los que el ángulo de ataque que percibe el perfil es el generado por la componente de velocidad ortogonal y la velocidad relativa del giro de las palas (en el plano de la hélice). Los valores de resistencia ensayados con palas son bastante superiores a los ensayos sin ellas debido al comportamiento nada aerodinámico en esta configuración.

En la Figura 3.10, podemos visualizar curvas de resistencia de la estructura sin palas frente a velocidad del túnel de viento para distintos ángulos de incidencia de la bancada obtenidas tras un ajuste de valores discretos de resistencia frente a velocidad.

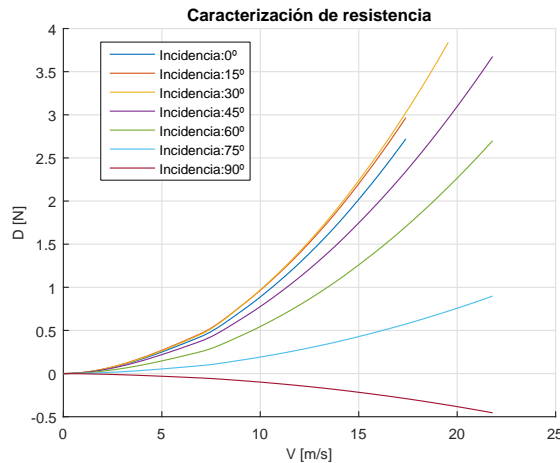


Figura 3.10 Barrido de caracterización de la resistencia de la estructura sin palas.

3.1.5 Almacenamiento de los datos

Seguir una metodología que facilite el procesamiento posterior de almacenaje de datos es otro de los aspectos importantes. Es necesario establecer un estándar a la hora de nombrar y almacenar los archivos que se van generando en cada uno de los ensayos. A partir de los

valores de incidencia de la bancada, velocidad del flujo incidente y ángulo de paso de la pala en cada ensayo se crearan los nombres de los ficheros y las estructuras de carpetas. Se explicará la metodología seguida durante la campaña de ensayos de David Barea [5]. En caso de modificar la forma de guardar y nombrar a los archivos será necesario una revisión de la herramienta.

Para cada pala diferente se genera una carpeta, que contienen otras carpetas nombradas con el grado de incidencia de la bancada. Contienen los archivos generados en ensayos con este ángulo de incidencia fijado. A su vez dentro de estas carpetas, se crearán otras con los ángulos de paso ensayados para cada uno de estos ángulos de incidencia. En ellas deben almacenarse los ficheros a diferentes velocidad del túnel ensayados con ese ángulo de incidencia y de paso.

El nombre de los archivos CSV debe contener las tres variables de control que se fijan al realizar cada ensayo. Primero, el ángulo de paso de la pala (degree blade). En segundo, lugar se incluye el ángulo de incidencia de la bancada con la horizontal y por último, la velocidad del flujo incidente (wind speed) expresada a partir del tanto por ciento de potencia de los ventiladores. A modo de ejemplo:

4db_0dg_0ws

Este número representaría un ensayo en el que se ha realizado un barrido en revoluciones, en el que las variables de ángulo de paso de la pala, ángulo de incidencia de la bancada y potencia de los ventiladores del túnel de viento toman los valores 4 grados, 0 grados, y 0% respectivamente.

3.2 Estructura de funcionamiento de RAPTOR

Una vez que se ha descrito la metodología de los ensayos, los archivos generados y la forma en la que se almacenan, se tiene la base para explicar como funciona la herramienta desarrollada en *Matlab*. A grandes rasgos, su función es la de transformar los datos en bruto obtenidos en los ensayos en curvas y superficies que aporten información de valor a la hora de caracterizar un sistema propulsivo.

La herramienta, que se ha desarrollado en *Matlab R2015a*, tiene una estructura modular formada por un conjunto de funciones que secuencialmente reciben unos argumentos de entrada, los transforman y generan argumentos de salida para otras funciones. Con esta estructura se facilita posibles revisiones en caso de cambiar el tipo de ensayos o de querer incluir alguna modificación, siendo necesario revisar el modulo preciso.

La herramienta tiene que hacer frente a la variada casuística que presenta los distintos regímenes de funcionamiento por los que pasa el sistema propulsor durante el ensayo, en alguno de los cuales setoman datos que no corresponden con la realidad física.

La función principal con la que se llama a la herramienta es la función *generador(Ángulo de incidencia, Ángulo de paso)*, en la que los ángulos de incidencia y de paso son los argumentos de entrada. Es necesario introducir los directorios de los datos en bruto del túnel de viento y un directorio de salida donde almacenar los datos procesados. Es importante que el almacenamiento se haya realizado de la forma que se indica en el apartado 3.1.5. Almacenamiento de los datos.

Tabla 3.2 Estructura de las cells array obtenidas en la la función datos.

V[m/s]	{...}	...	{...}
ρ [Kg/m ³]	{...}	...	{...}
D[m]	{...}	...	{...}
Times[s]	{...}	...	{...}
n[1/s]	{...}	...	{...}
T[N]	{...}	...	{...}
Q[Nm]	{...}	...	{...}
Potmec[W]	{...}	...	{...}
Potelect_RCB[W]	{...}	...	{...}
Voltaje[V]	{...}	...	{...}
Intensidad[A]	{...}	...	{...}
Potelect[W]	{...}	...	{...}
Potelect_RCB[W]	{...}	...	{...}
Potutil[W]	{...}	...	{...}
ECSsignals	{...}	...	{...}
Colores	{...}	...	{...}

A continuación se describirán los módulos que componen la herramienta, describiendo de manera general las funciones que realizan. Una explicación detallada en lo relativo al código y los criterios asumidos se podrá encontrar en el *Apéndice A*. Las funciones principales que componen la herramienta serán:

- **Función generador.** Esta función llama a los distintos módulos que toman datos del túnel del viento o datos de otros módulos para generar nueva información procesada. Durante la función generador se llama a los módulos: CreacionBaseDatos, datos, interpolacionRPM, interpolacionV, curvasadimensionales y superficies3D.
- **Función CreacionBaseDatos.** Este módulo crea, en caso de que no se haya hecho con anterioridad, el archivo de almacenamiento en el directorio indicado. Se almacena en una variable struct guardado como .mat que incluye los campos correspondientes a los ángulos de incidencia y de paso.
- **Función datos.** La función de este módulo es la de importar los archivos con los datos generados en el túnel de viento y realizar un primer procesamiento. El ángulo de incidencia y de paso son los principales datos de entrada. Dentro de este módulo se obtienen puntos significativos con los que se construirán las curvas mediante interpolación, además de eliminar aquellos puntos que estén medidos en regímenes de funcionamiento que no tienen interés y que pueden afectar negativamente al realizar las interpolaciones.

Los outputs generados por este módulo son cell arrays de *MATLAB* para un ángulo de incidencia y de paso dado, con una estructura como la que se representa en la Tabla 3.2. Cada una de las columnas corresponde a los datos de un ensayo con potencia del túnel de viento fijada (la velocidad se almacena en la primera fila), siendo la primera columna la que tiene la información sobre las variables almacenadas en cada fila. Su output es el siguiente grupo de cell arrays:

- *DatosTunel_1*: Contiene los datos originales importados de los archivos generados en los ensayos.
 - *DatosTunel_2*: Partiendo de los datos originales se eliminan los puntos que pertenecen a transitorios entre diferentes valores discretos de revoluciones del motor.
 - *DatosTunel_3*: Resultado de realizar la media a los puntos pertenecientes a cada valor discreto de revoluciones en cada escalón. Quedan fuera de esta media los puntos de los periodos transitorios. Como resultado se obtienen tantos puntos como números de escalones se realizaron en el ensayo.
 - *DatosTunel_4*: A partir de los datos de *DatosTunel_3*, se eliminan los puntos que pertenecen a regiones en los que el rotor funciona en régimen de autorrotación. La decisión que justifica la eliminación de estos puntos puede encontrarse en el siguiente apartado.
 - *DatosTunel_5*: Por último, se unifican aquellos puntos que se encuentren muy cercanos en términos de revoluciones. Esta limitación aparece cuando a pesar de que la señal PWM tiene un salto en su valor, la capacidad de las baterías no permite un salto en el valor de las revoluciones por lo que se mantiene el rotor en el mismo estado de revoluciones anterior a ese escalón.
- **Función interpolacionRPM.** En este módulo se utiliza los cells array generados en la función anterior para realizar interpolaciones de los puntos obtenidos en función de las revoluciones. Por tanto recibe como entrada las matrices generadas en el módulo anterior y como salida vuelve a generar cells array que en algunos casos contienen los datos del polinomio interpolador y en otros casos los puntos obtenidos con este interpolador para un rango de revoluciones. Ambas cells array almacenan la información con la estructura que se refleja en la Tabla 3.3. Cada columna vuelve a representar cada uno de los ensayos realizados a una velocidad fija del túnel de viento (almacenada en la primera fila), a excepción de la primera columna, que contiene información de las variables que se almacenan en cada fila.

Tabla 3.3 Estructura de las cells array obtenidas en la la función interpolaciónRPM .

V[m/s]	{...}	...	{...}
n[1/s]	{...}	...	{...}
T[N]	{...}	...	{...}
Q[Nm]	{...}	...	{...}
Potmec[W]	{...}	...	{...}
Potmec_RCB[W]	{...}	...	{...}
Voltaje[V]	{...}	...	{...}
Intensidad[A]	{...}	...	{...}
Potelect[W]	{...}	...	{...}
Potelect_RCB[W]	{...}	...	{...}
Potutil[W]	{...}	...	{...}
Colores	{...}	...	{...}

- *Interpolador_1*: En esta matriz de celdas se almacena con un struct la información del interpolador SPI para cada una de las variables. En el caso de la segunda fila, se almacenan los valores mínimos y máximos de las revoluciones por segundo (n) usadas para interpolar. Se ha utilizado los datos de *DatosTunel_3* para obtener los interpoladores que se almacenan en esta matriz.
 - *CurvasRPM_1*: En esta matriz se almacenan los datos que resultan de evaluar en un rango de revoluciones por segundo, los interpoladores de *Interpolador_1*.
 - *Interpolador_2*: En esta matriz de celdas se almacena con un struct la información del interpolador SPI para cada una de las variables. En el caso de la segunda fila, se almacenan los valores mínimos y máximos de las revoluciones por segundo (n) usadas para interpolar. Se ha utilizado en este caso los datos de *DatosTunel_4* para obtener los interpoladores que se almacenan en esta matriz.
 - *CurvasRPM_2*: En esta matriz de celdas se almacenan los datos que resultan de evaluar en un rango de revoluciones por segundo, los interpoladores de *Interpolador_2*.
 - *Interpolador_3*: Misma información que en *Interpolador_1* y *Interpolador_2*, solo que en este caso se ha usado los *DatosTunel_5* para generar los interpoladores.
 - *CurvasRPM_3*: En esta matriz de celdas se almacenan los datos que resultan de evaluar en un rango de revoluciones por segundo, los interpoladores de *Interpolador_3*.
- **Función interpolaciónV.** Una vez obtenido las curvas de variables en función de las revoluciones, se decidió obtener otro grupo de curvas con variables en función de la velocidad. Para ello se evaluaron los polinomios de las variables de los diferentes ensayos a distinta velocidad del flujo incidente, con valores fijados de revoluciones. De esta manera, las curvas formadas en función de la velocidad se forman a partir de datos de los diferentes ensayos realizados a diferente velocidad del túnel. Una vez obtenidos los puntos, se procede a realizar la interpolación. Como en el caso de la función interpolaciónRPM, se obtienen matrices de celdas que contienen la información del polinomio interpolador, o bien, los puntos resultados de evaluar el polinomio interpolador en un rango de velocidades del túnel de viento. Ambas matrices tienen la misma estructura a la hora de almacenar la información, mostrándose en la Tabla 3.4. En este caso las columnas contienen el valor de las variables en función de la velocidad para el valor de revoluciones fijado, excepto la primera que contiene información de las variables que se almacenan en cada fila.
 - *DatosV*: Contiene el valor de las variables en función de velocidad para un valor de revoluciones, usando las curvas contenidas en *CurvasRPM_3*.
 - *Intervalo*: Contiene información acerca del número de puntos disponibles en cada intervalo de revoluciones, atendiendo al conjunto de ensayos realizados a distintas velocidades del flujo incidente del túnel de viento.
 - *InterpoladorV*: Almacena los polinomios interpoladores de los *DatosV*.
 - *CurvasV*: Almacena los datos resultado de evaluar en un rango de velocidades los polinomios interpoladores de *InterpoladorV*.

Tabla 3.4 Estructura de las cells array obtenidas en la la función interpolaciónV .

n[1/s]	{...}	...	{...}
V[m/s]	{...}	...	{...}
T[N]	{...}	...	{...}
Q[Nm]	{...}	...	{...}
Potmec[W]	{...}	...	{...}
Potmec_RCB[W]	{...}	...	{...}
Voltaje[V]	{...}	...	{...}
Intensidad[A]	{...}	...	{...}
Potelect[W]	{...}	...	{...}
Potelect_RCB[W]	{...}	...	{...}
Potutil[W]	{...}	...	{...}
Colores	{...}	...	{...}

- **Función curvasadimensionales.** En este módulo se obtienen curvas adimensionales a partir de los datos generados anteriormente siendo estos los principales datos de entrada. Se aborda de dos formas diferentes; por un lado se tiene las curvas resultado de adimensionalizar los puntos obtenidos tras la evaluación de los interpoladores de las variables dimensionales en un rango fijado. Por otro lado, se realiza la directamente la interpolación del conjunto de puntos obtenidos en ensayos sin interpolación previa realizada. El primer caso permite analizar las variables adimensionalizadas con un mayor número de puntos para cada uno de los ensayos realizados, mientras que para el segundo de los casos, se realiza una interpolación posterior obteniendo así la curva final. También se ha obtenido curvas fruto de la unión de puntos a igual ángulo de incidencia y paso llevados a cabo a distinta velocidad del flujo incidente. Para la interpolación se ha fijado polinomios de grado 2 para el coeficiente de tracción y de grado 3 para el coeficiente de potencia (par) y rendimiento mecánico.

Como salida del módulo se obtendrán cells array con estructuras similares a la de módulos anteriores como se muestra en la Tabla 3.5. Las columnas en este caso pueden representar tres tipos de datos; datos obtenidos con distintas velocidad del flujo incidente fijas(CurvasRPM), datos obtenidos a revoluciones del motor fijas (CurvasV) o la unión de los puntos de ensayos a distinta velocidad incidente o puntos a distintas RPM. La primera columna es común a todas las matrices y contienen la información acerca de los datos almacenados por filas. Se pasa ahora a comentar cada una de las matrices de salida de este módulo:

Tabla 3.5 Estructura de las cells array obtenidas en la la función curvasadimensionales .

$V[m/s]$ on $[1/s]$	{...}	...	{...}
λ	{...}	...	{...}
C_t	{...}	...	{...}
C_q	{...}	...	{...}
η_{mec}	{...}	...	{...}
P_e	{...}	...	{...}
Colores	{...}	...	{...}

- *DatosAd_1*, *InterpoladorAd_1* y *CurvasAd_1*: Resultado de la adimensionalización de los puntos de *CurvasRPM_2*. Obtendremos curvas para cada uno de los ensayos a velocidad del flujo incidente constante.
 - *DatosAd_2*, *InterpoladorAd_2* y *CurvasAd_2*: Resultado de la adimensionalización de los puntos de *CurvasRPM_3*. Obtendremos curvas para cada uno de los ensayos a velocidad del flujo incidente constante.
 - *DatosAd_3*, *InterpoladorAd_3* y *CurvasAd_3*: Resultado de la adimensionalización de los puntos de *CurvasV*. Obtendremos curvas para cada valor de revoluciones del motor fijado.
 - *DatosAd_4*, *InterpoladorAd_4* y *CurvasAd_4*: Adimensionalización del conjunto de puntos obtenidos en los ensayos con diferentes velocidades del flujo incidente, una vez realizado un primer filtrado para eliminar los puntos en zonas de autorrotación (*DatosTunel_5*).
 - *DatosAd_5*, *InterpoladorAd_5* y *CurvasAd_5*: Adimensionalización del conjunto de puntos resultados de la unión de diferentes ensayos a diferentes valores de velocidad del túnel de viento e igual ángulo de incidencia y paso (*DatosTunel_5*).
- **Función superficies3D.** En este módulo se obtienen superficies a partir de la unión de datos de ensayos realizados con diferentes velocidades del flujo incidente y con igual ángulo de incidencia y paso. Para generar estas superficies se ha hecho uso de los datos de *CurvasRPM_3* proporcionado por el módulo de interpolaciónRPM. El objetivo de este módulo no es tanto la representación de datos como la posibilidad de obtención de superficies que sean inputs de modelos teóricos del proyecto de tilt rotor. Como salida se obtiene de nuevo un cell array como se muestra en la Tabla 3.6 con el nombre de *Datos3D*. La segunda, tercera y cuarta columna almacenan un grid con los valores X, Y y Z de las superficies. Para cada fila, los valores de Z corresponderán con la variable indicada en la primera columna, mientras que X e Y corresponden con valores de revoluciones y velocidad respectivamente.

Tabla 3.6 Estructura de las cells array obtenidas en la la función superficies3D.

<i>n</i>	[...]	[...]	[...]
<i>V</i>	[...]	[...]	[...]
<i>T</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Q</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Pmec</i>	[...]	[...]	[...]
<i>MP</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Voltaje</i>	[...]	[...]	[...]
<i>I</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Pelec</i>	[...]	[...]	[...]
<i>EP</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Putil</i>	[...]	[...]	[...]
<i>Colores</i>	[...]	[...]	[...]

Además de los principales módulos, se han utilizados algunas funciones auxiliares, entre las que destacan:

- **Función velocidad.** Función utilizada en el módulo datos que proporciona valor de velocidad para cada uno de los valores de potencia del túnel de viento seleccionada.
- **Función importall.** Función usada en el modulo datos que permite cargar en variables de *MATLAB* los datos almacenados del túnel de viento en extensión csv.
- **Función limitesesc.** Función también incluida en el módulo de datos que permite discriminar los puntos de los escalones que se deben usar a la hora de obtener las curvas posteriores.

Una vez definido las funciones principales y algunas auxiliares que componen el núcleo de procesamiento de la herramienta, se incluye en la Figura 3.11, un esquema de funcionamiento de RAPTOR. El bloque con las funciones principales recibe información del túnel de viento (en cuanto a velocidad del flujo incidente), de la geometría de la pala (necesario para la adimensionalización de las variables) y medidas de la placa RCBenchmark. La función que engloba los bloques principales de procesamiento en la función generador, dando como resultado el archivo .mat, se describe en el apartado de Estructura de almacenamiento de datos procesados. De este archivo beben las funciones de representación del módulo de análisis que posee RAPTOR.

3.3 Operaciones de filtrado y eliminación de puntos, alisado e interpolación

La finalidad de los ensayos realizados en túnel de viento es la de caracterizar el sistema propulsor en los distintos regímenes de vuelo deseados. Sin embargo, a la hora de llevar a cabo el ensayo, se toman algunas medidas que ya sea por la naturaleza de los sensores o por la física del ensayo no representan la realidad y que por lo tanto es necesario eliminar. Además, a la hora de realizar la interpolación de las medidas filtradas hay que prestar atención para no predecir erróneamente el comportamiento del sistema en esas condiciones.

En este apartado se describirá cualitativamente el proceso de filtrado e interpolación que lleva a cabo la herramienta.

3.3.1 Filtrado

Una de las tareas más complejas llevadas a cabo durante el procesamiento de datos es el filtrado. La gran dificultad asociada al filtrado está asociada a la gran casuística que presentan los datos de una campaña de ensayos. Se han realizado varios procesos de filtrado sucesivos que se describirán a continuación.

Como se ha comentado en anteriores apartados, se ha realizado los ensayos con perfiles en escalón de revoluciones del motor. En el periodo de tiempo comprendido entre el cambio de valor de unas revoluciones a otras, el motor se acelera y se produce un estado transitorio hasta establecerse un régimen estacionario con el nuevo valor de revoluciones tras unos instantes. Para descartar estos puntos transitorios se ha hecho uso de la señal PWM almacenada en los archivos generados por la placa electrónica RCbenchmrk. Para evitar que estos puntos introdujeran incertidumbre en la media aritmética, se decidió eliminar varios puntos

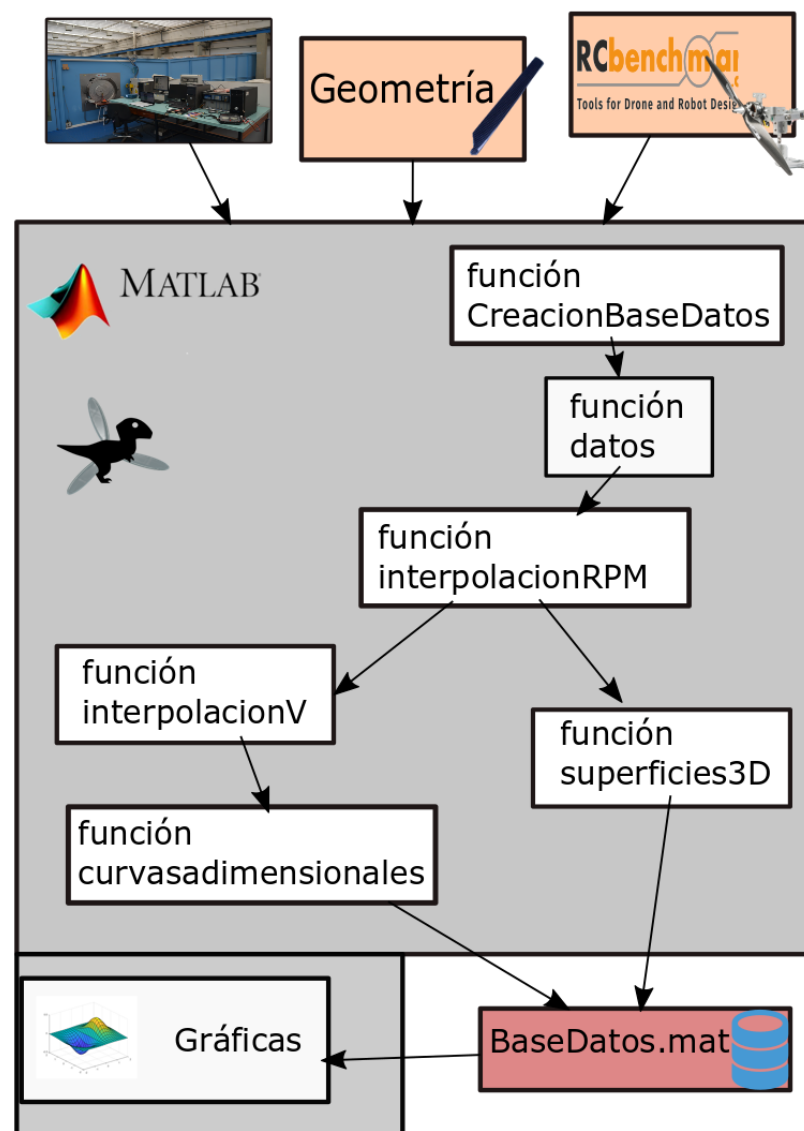


Figura 3.11 Esquema de la herramienta.

al inicio de cada escalón (estando el escalón identificado con el valor de la señal PWM indicada anteriormente). El número de puntos se decidió de manera empírica, mediante la observación y estudio de los datos obtenidos en la campañas de ensayos utilizada para desarrollar la herramienta, siendo este una de las posibles mejoras del software.

Una vez que se ha eliminado los puntos de transición entre los valores discretos de revoluciones se procede a realizar la media aritmética, obteniendo un valor medio para cada escalón. En este momento se tendrá tantos puntos como escalones se han barrido en los ensayos.

Llegado a este punto, se realizaron dos procesos de filtrado debido a efectos que se pudieron apreciar en las curvas obtenidas. Por un lado, se eliminaron medidas tomadas en régimen de autorrotación en el que funciona el sistema propulsor bajo determinadas condiciones y además, se unificaron aquellos puntos que se encontraban muy cercanos en términos de

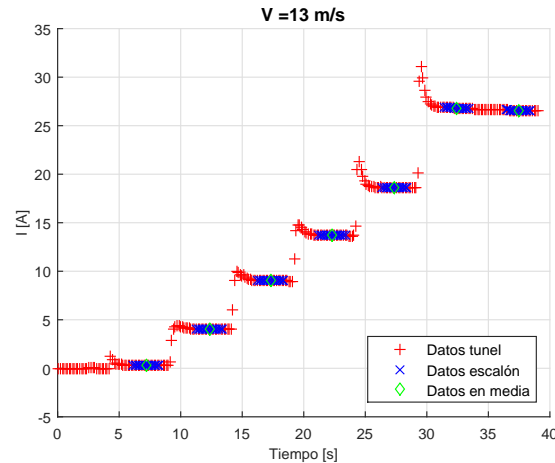


Figura 3.12 Medidas de intensidad durante un ensayo, junto con los puntos una vez eliminado el transitorio y con el valor medio en cada escalón(AI60AP8).

revoluciones del motor.

El estado de autorrotación se produce cuando el sistema propulsor no tiene suficiente potencia para generar tracción y es el propio flujo quien hace rotar las palas. Para medir las revoluciones se hace uso de un sensor eléctrico, que atendiendo a los cambios de corriente llegados al motor, calcula las revoluciones conociendo el número de polos del motor. La propia naturaleza del sensor hace que en las regiones de autorrotación se mida un número de revoluciones que no se corresponde con las revoluciones reales que el flujo incidente induce en las palas, sino que correspondería a la revoluciones asociadas a esa señal PWM asignada. Para eliminar estos puntos se ha hecho uso de métodos empíricos. La pendiente existente entre puntos ha sido utilizada en este caso para la eliminación de puntos de autorrotación (Se explicará en mayor profundidad en el Apéndice A).

Otro de los efectos que podría distorsionar la interpolación son los puntos con señal PWM altos, que debido a limitaciones en las baterías, correspondían a puntos con revoluciones máximas iguales. La proximidad de estas medidas (con valores similares de revoluciones y por tanto del resto de variables medidas) distorsiona la interpolación en estas regiones por lo que se tomó la decisión de unificar estos puntos usando la media aritmética. En este caso se tomó como criterio un intervalo de revoluciones seleccionado de forma empírica.

3.3.2 Interpolación

Se han llevado cabo interpolaciones bidimensionales utilizando como nodos de interpolación tanto las revoluciones del grupo motor como la velocidad del flujo incidente. Además, se ha interpolado tridimensionalmente, uniendo puntos medidos en diferentes ensayos obteniendo superficies. La interpolaciones llevadas a cabo son por tanto:

- Interpolación con revoluciones.
- Interpolación con velocidad de flujo incidente.
- Interpolación tridimensional.

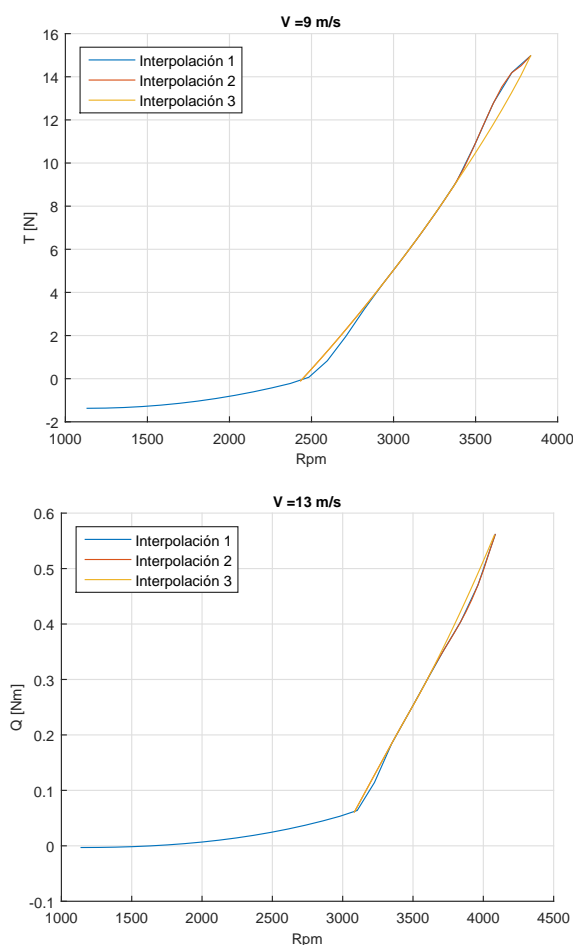


Figura 3.13 Diferencias en las interpolaciones de las curvas frente a revoluciones (AI0-AP12) (AI15-AP12).

Interpolación con revoluciones

Debido a la metodología utilizada en los ensayos (variación de revoluciones del motor en cada ensayo) la interpolación se realiza de manera directa a partir de los datos filtrados. Se obtendrán curvas bidimensionales de la forma: variable (Tracción, Par, Potencia, Voltaje, Intensidad...) frente a revoluciones. Para cada valor de ángulo de incidencia, ángulo de paso y velocidad de flujo incidente ensayado se obtendrá una curva. Por tanto, la serie de datos que componen cada curva tiene como fuente un único ensayo. Para las interpolaciones que se van a describir posteriormente, la fuente de los datos no es un único ensayo si no que son conjuntos de ensayos realizados con ángulo de incidencia y de paso fijados, pero diferentes velocidades de flujo incidente.

Antes de llegar al proceso de interpolación se han eliminado puntos de transición entre valores de revoluciones, así como la unificación de puntos cercanos y ordenado de los puntos según los valores de revolución. Todos estos procesos se han llevado a cabo en el filtrado comentado en el apartado anterior, siendo importante para evitar la distorsión en la interpolación. Se dispone de un máximo de 7 puntos para estos ensayos, que se corresponde con los 7 escalones realizados en los ensayos, siendo un número tan reducido que con un alto grado del polinomio interpolador u otros métodos de interpolación usados se genera distorsión en la predicción de comportamiento a partir del polinomio interpolador.

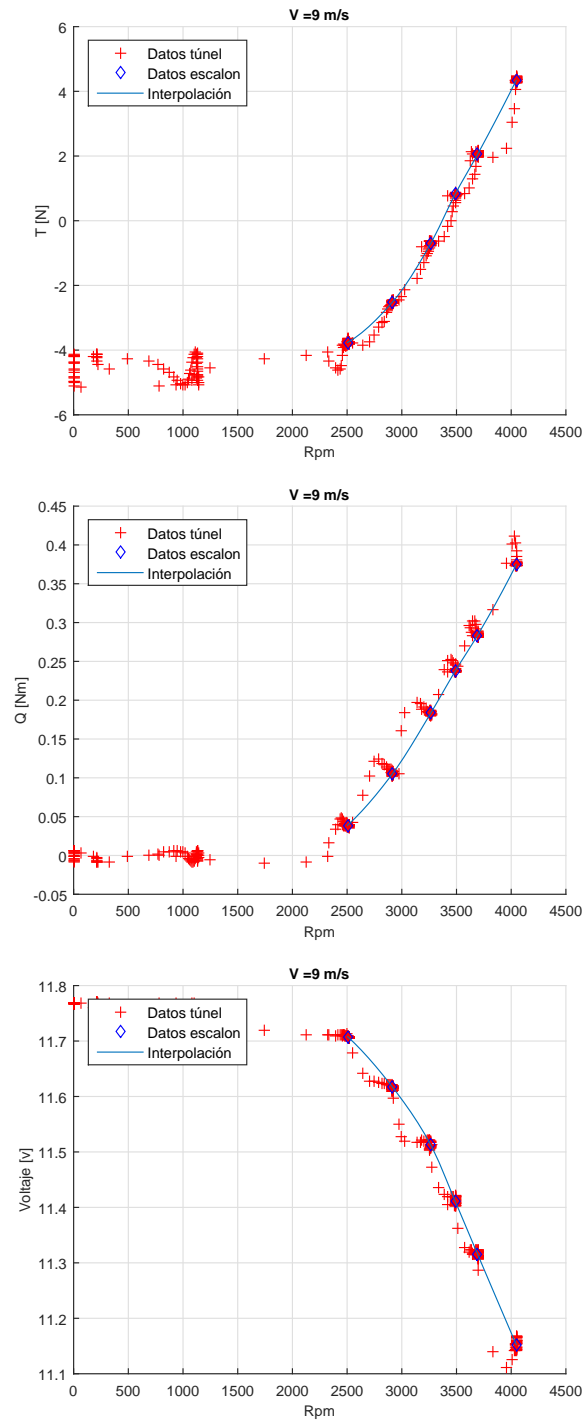


Figura 3.14 Interpolación en revoluciones CurvasRPM_3 para las variables; Tracción, Par y Voltaje.(AI30AP8) (AI60AP8).

Se aprecia como es muy importante la eliminación de los puntos transitorios ya que estos se encuentran con unas tendencias que no corresponden con el régimen estacionario alcanzado cuando la pala permanece un cierto intervalo de tiempo de tiempo con unas revoluciones y una velocidad de corriente incidente constantes.

Interpolación con velocidad del flujo incidente

Se trata de una interpolación bidimensional que usa como nodos los valores de velocidad del flujo incidente. Para su interpolación se utilizan series de datos que provienen del conjunto de ensayos realizados con mismo ángulo de incidencia, ángulo de paso pero con diferentes velocidades del flujo incidente. Se deduce por tanto que la fuente de los datos son conjuntos de ensayos a diferencia del apartado anterior.

Esta interpolación no se realiza de manera directa como en el caso anterior, siendo un requisito el haber obtenido previamente los polinomios interpoladores del apartado anterior. Como resultado de los ensayos realizados en túnel de viento, se obtendrán grupos de curvas con igual ángulo de incidencia y de paso pero distintos valores de velocidad de flujo incidente, siendo este grupo de ensayos el usado para esta interpolación. Se muestra en la Figura A.4 un conjunto de estas curvas.

Podemos ver en la Figura A.4 que a cada valor de revoluciones le corresponde una serie de puntos que provienen de ensayos a diferente velocidad del flujo incidente. La interpolación de esta serie de datos, da como resultado curvas de la forma variable medida frente a velocidad del flujo incidente a revoluciones constantes.

Esta funcionalidad se ha desarrollado en la herramienta. Debido a los datos usado para desarrollarla existen zonas a bajas revoluciones que disponen de un menor número de puntos ya que el mínimo valor de revoluciones sin funcionar en régimen de autorrotación va aumentando conforme aumenta la velocidad del flujo incidente. Un barrido más fino en el rango de velocidades del túnel de viento y un mayor número de valores de revoluciones barridas mejoraría los resultados de la interpolación en velocidad permitiendo explorar en mayor profundidad esta funcionalidad de la herramienta.

En la figura A.4, podemos apreciar algunos de los puntos obtenidos y la interpolación de los mismos.

Interpolación tridimensional

Además de las interpolaciones bidimensionales, se ha realizado una interpolación tridimensional que tiene como resultado una superficie que muestra la tendencia de las variables de manera visual.

Se parte de los datos obtenidos después del filtrado, siendo los mismos datos que los de la interpolación con las revoluciones del motor como nodo (descritas en el primer apartado). Uniendo la series de datos de ensayos con diferentes velocidad de flujo incidentes a igual ángulo de incidencia y paso para la bancada se obtienen puntos de la forma; variable frente a velocidad del flujo incidente y revoluciones. De nuevo, para la generación de estas superficies, se han unido series de datos que tienen como fuente diferentes ensayos, obteniendo superficies correspondientes a un ángulo de paso y de incidencia fijados.

3.4 Estructura de almacenamiento de datos procesados

Una vez procesado los datos de los ensayos, se almacenan de manera ordenada encontrándose disponible para los usuarios. Variables de tipo struct de Matlab, con campos que se corresponden con los parámetros de control son salvados en archivos con extensión .mat de Matlab. El primer nivel del struct divide los ensayos según el ángulo de incidencia de la bancada, mientras que el segundo nivel indica el ángulo de paso de la pala. Con un par de valores se puede acceder de manera directa a los datos generados en cada uno de los

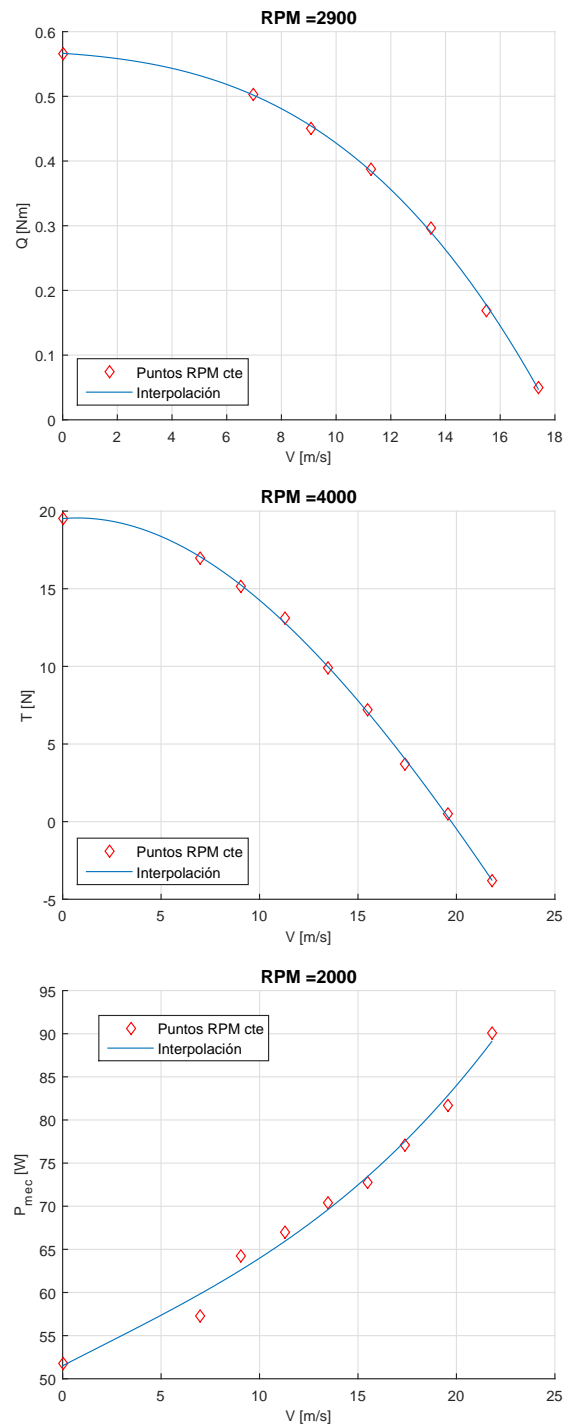


Figura 3.15 Interpolación en velocidad para las variables; Par, Potencia mecánica y tracción..

módulos del Capítulo 3.2, pudiendo generar gráficas personalizadas para un análisis mayor de las actuaciones del grupo motor.

El almacenamiento de la nueva información generada se realiza de manera aditiva, de forma que no se elimina información previa al iniciar un nuevo procesamiento de datos de ensayos.

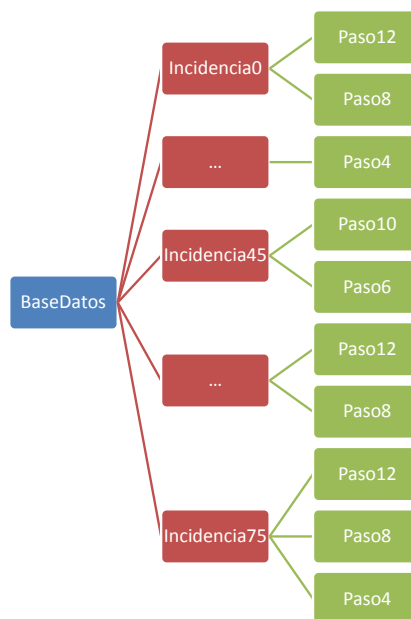


Figura 3.16 Estructura del -struct que almacena los datos.

3.5 Interfaz gráfico RAPTOR.

En las secciones anteriores se ha descrito el núcleo del software para el procesado de datos, mostrándose las principales funciones usadas. Ahora se va a presentar el interfaz gráfico desarrollado que permite facilitar al usuario la tarea de procesamiento y obtención de información en forma de gráficas, facilitando así el análisis de los datos obtenidos. La información mostrada al final permite evaluar el procesamiento realizado (pudiendo visualizar el efecto sobre los datos primitivos del filtrado y la interpolación) así como analizar las variables finales que caracterizan la actuación del grupo motor + pala.

Para la interfaz gráfica de usuario (GUI) se ha utilizado el entorno de desarrollo de *MATLAB* GUIDE. Se ha desarrollado una interfaz simple que además proporciona al usuario la capacidad de procesar datos de manera parcial o representar gráficas personalizadas, ampliando la posibilidades de uso del usuario.

Principalmente puede dividirse en dos módulos: módulo de procesamiento y generación de datos y módulo de visualización de gráficas. Además existe un módulo común en el que se introducen los directorios de la información primitiva así como del lugar donde se almacenará la información generada que después será usada por el módulo de visualización de gráficas.

3.5.1 Módulo de generación de datos procesados

Para este módulo, previamente se requerirá un directorio donde se almacenarán datos de túnel de viento (con la estructura de carpetas y nombres de archivos establecidos) y un directorio donde almacenar los datos procesados en un archivo con extensión *.mat*. Con estos pasos, el usuario podrá decidir entre un procesamiento parcial, eligiendo el ángulo de incidencia y ángulo de paso de los ensayos que se quieren procesar, o un procesamiento de todos los ensayos existentes en el directorio. En caso de que el directorio de entrada de datos no contenga información de ensayos o bien no en el formato requerido, se advertirá

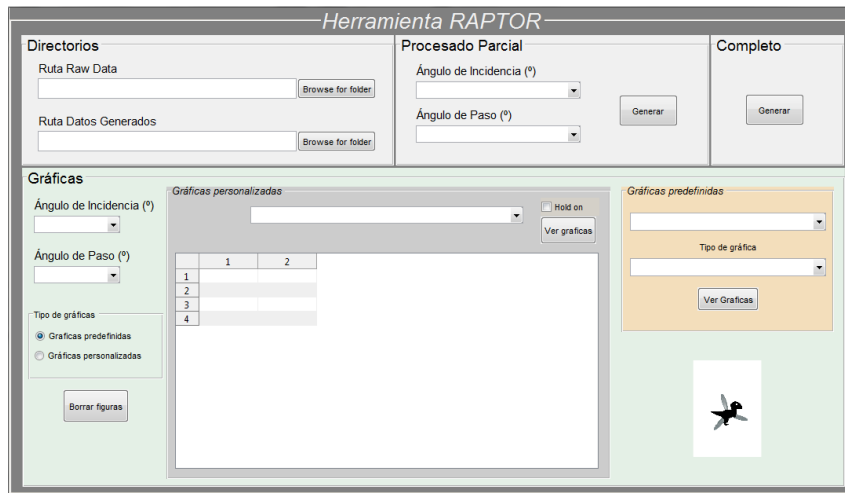


Figura 3.17 Estructura del -struct que almacena los datos..

que el directorio no contiene datos que procesar. Así mismo, en el procesado parcial, se dará como opción aquellos ángulos de incidencia y paso que han sido encontrados en el directorio seleccionado.

Para el procesado parcial o el procesado completo bastará con pulsar el botón Generar.

3.5.2 Módulo de visualización de gráficas

Con la información procesada se pasará a utilizar el módulo de visualización de gráficas incluido en la GUI. Para el uso de esta funcionalidad solo se requiere seleccionar un directorio que contenga archivos .mat con la información procesada. Mediante los popup se muestran los ángulos de incidencia y de paso de los ensayos disponibles procesados. A partir de aquí el usuario tiene dos posibilidades, por un lado obtener gráficas ya predefinidas o seleccionar las propias variables a representar.

Las gráficas predefinidas se dividen por el tipo de curvas en función del nivel de procesado. Se podrá elegir entre:

- Curvas Túnel de viento: Datos relacionados con el proceso de filtrado y obtención de valores promedio por escalón
- Curvas RPM: Curvas con las interpolaciones en revolución realizada.
- Curvas Velocidad: Curvas con las interpolaciones en velocidad realizadas.
- Curvas Adimensionales: Conjunto de curvas adimensionales obtenidas.
- Curvas 3D: Curvas tridimensionales.

Una vez realizada esta elección se listan los grupos de curvas disponibles por el usuario. Para las curvas personalizadas, se dispondrá de un listado de las variables almacenadas, pudiendo acceder a los elementos de cada array de celdas mediante la tabla incluida. Se podrá elegir por columnas el ensayo y por fila la variable, seleccionando las variable de abscisa y de ordenadas.

4 Resultados

Explicado el funcionamiento general de la herramienta de procesamiento de datos, se mostrarán algunas curvas obtenidas como resultado. Para su obtención se ha hecho uso del módulo de gráficas predefinidas y personalizadas que proporciona RAPTOR mostrado en el último apartado del anterior capítulo.

En primer lugar, se incluyen las gráficas con variables dimensionales como tracción, par, potencia mecánica, potencia eléctrica, voltaje, intensidad o potencia útil, siendo definidas algunas variables en los siguientes apartados. Además, se representan variables adimensionales como el coeficiente de tracción o par y rendimientos mecánicos y eléctrico. Para finalizar, se muestran superficies resultado de la interpolación tridimensional descrita en el capítulo anterior. Este tipo de superficies puede llegar a ser de utilidad para alimentar modelos teóricos que requieran como inputs esta clase de variables.

4.1 Variables dimensionales

Se representan variable frente a revoluciones por minuto (interpolación en revoluciones) o variable frente a velocidad del flujo incidente (interpolación en velocidad). Las principales son: tracción [N], par [Nm], potencia mecánica [W], potencia eléctrica [W], voltaje [V], intensidad [A] y potencia útil de la pala [W].

Las potencias mecánica, eléctrica y útil se define con las expresiones de 4.1. La potencia eléctrica representa la potencia suministrada al motor eléctrico por medio de las baterías mientras que la potencia mecánica refleja la potencia que es capaz de introducir el motor en el eje a partir de la potencia eléctrica suministrada. Finalmente, la potencia útil representa la potencia que desarrolla la pala a partir de la potencia mecánica suministrada y que se emplea en el avance de la aeronave. Esta definición de potencia útil solo tiene sentido cuando la tracción y la velocidad del flujo incidente estén alineados. A partir de ahí sería posible obtener un rendimiento propulsivo a través del cociente de entre la potencia útil y la potencia mecánica. Para su cálculo se realiza el producto de la tracción y la velocidad incidente.

$$\begin{aligned}P_{mec} &= nQ \\P_{elec} &= VI \\P_u &= Tvcos(AI)\end{aligned}\tag{4.1}$$

En el ámbito de este proyecto, con ensayos en un rango de ángulos de incidencias, no se ha considerado la utilización de la potencia útil en los análisis pero de manera ilustrativa se ha representado el cálculo de esta potencia en las Figuras 4.6, 4.14 y 4.15.

La placa RCBenchmark almacena como variables la potencia eléctrica y mecánica, pudiendo obtenerse también mediante calculo numérico a partir de las variables básicas de par, revoluciones, voltaje e intensidad. Variables calculadas y variables generadas por la placa han sido guardadas como Potencia mecánica-Mechanical Power y Potencia eléctrica-Electrical Power. Se ha realizado un análisis comparando ambas medidas (Ver Figura 4.7).

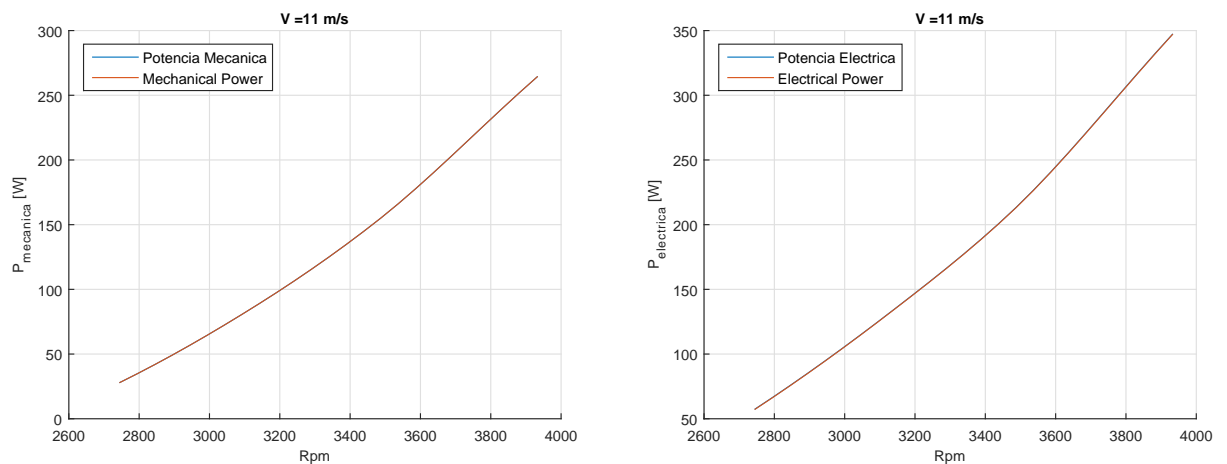


Figura 4.1 Comparación de las variables Mechanical Power con Potencia Mecánica y Electrical Power con Potencia Eléctrica para el caso de $AI=0^\circ$ y $AP=12^\circ$ a 11 m/s de velocidad de flujo incidente.

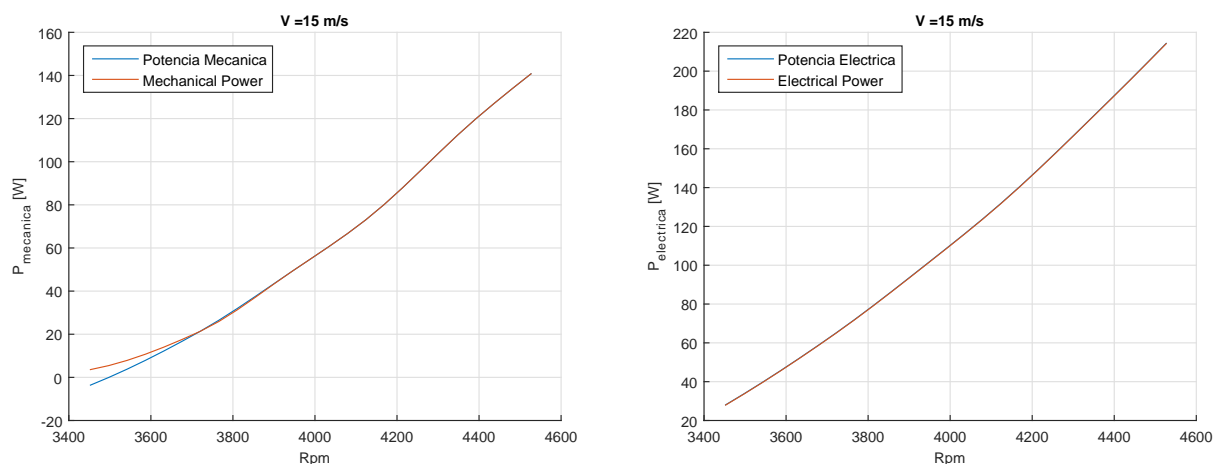


Figura 4.2 Comparación de las variables Mechanical Power con Potencia Mecánica y Electrical Power con Potencia Eléctrica para el caso de $AI=45^\circ$ y $AP=8^\circ$ a 15 m/s de velocidad de flujo incidente .

Para todas las comparaciones realizadas el resultado ha sido similar al obtenido en la Figura 4.1, es decir, las variables presentan comportamientos idénticos. La única excepción

se muestra en la Figura 4.2 en la que aparece una discrepancia en las variables de potencia mecánica a valores cercanos a 3500 RPM. Analizando el valor del par mecánico y la variable Mechanical Power se observa una discrepancia en el signo de uno en la zona en la que las curvas divergen. Atendiendo a la formulación de la potencia mecánica ($P_{mec} = Q * n$) no debería darse esta diferencia de signos, siendo finalmente la variable Potencia mecánica obtenida del producto de revoluciones y par, la variable seleccionada para los cálculos posteriores.

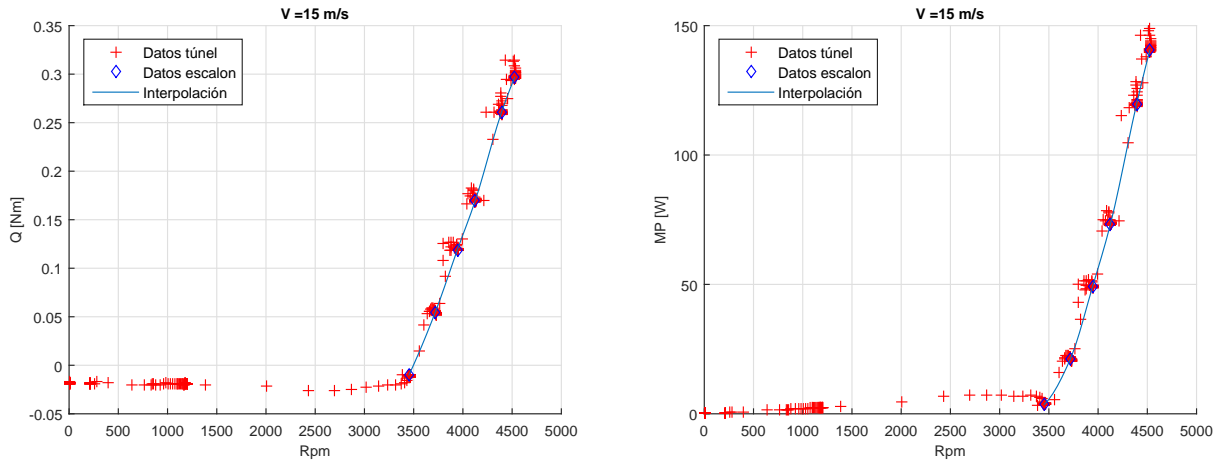


Figura 4.3 Evolución de las variables de Par y Mechanical Power proporcionadas por la placa RCBenchmark para el caso de $AI=45^\circ$ y $AP=8^\circ$ con velocidad del flujo incidente de 15 m/s.

Hay que mencionar que las curvas representadas en este apartado son las *CurvasRPM_3* y *CurvasV* definidas en el capítulo anterior. No se representan las *CurvasRPM_1* y *CurvasRPM_2* al considerarlas etapas de procesamiento anteriores a las curvas definitivas.

En las curvas de las Figuras 4.4 se incluyen los resultados de las principales variables dimensionales: Tracción, Par, Voltaje, Intensidad, Potencia Mecánica y Potencia eléctrica para un ensayo con ángulo de incidencia 30° y ángulo de paso 8° . Como era de esperar en ensayos con ángulo de incidencias cercanos a 0° , la tracción y el par aumentan con las revoluciones del motor mientras que para mismas revoluciones su valor es menor cuanto mayor es la velocidad del flujo incidente. El rango de velocidades del flujo incidente ensayados va desde 0 a 13 m/s en el caso representado, equiespaciado 2 m/s excepto en la zona entre los 0 y los 7 m/s.

En la Figura 4.5 se representa las variables frente a la velocidad del flujo incidente para revoluciones fijas del motor (*CurvasV*). En este caso se muestra el valor de la potencia útil tal y como se ha definido al inicio del capítulo, ya que se ha representado para un ensayo con ángulo de incidencia nulo. En la Figura 4.6 se muestra las curvas de voltaje e intensidad en vez de la potencia útil ya que carece de sentido. Al igual que en las curvas de la Figura anterior, la tracción y el par disminuyen con el aumento de la velocidad del flujo incidente pero son inversamente proporcionales a las revoluciones del motor. Gracias

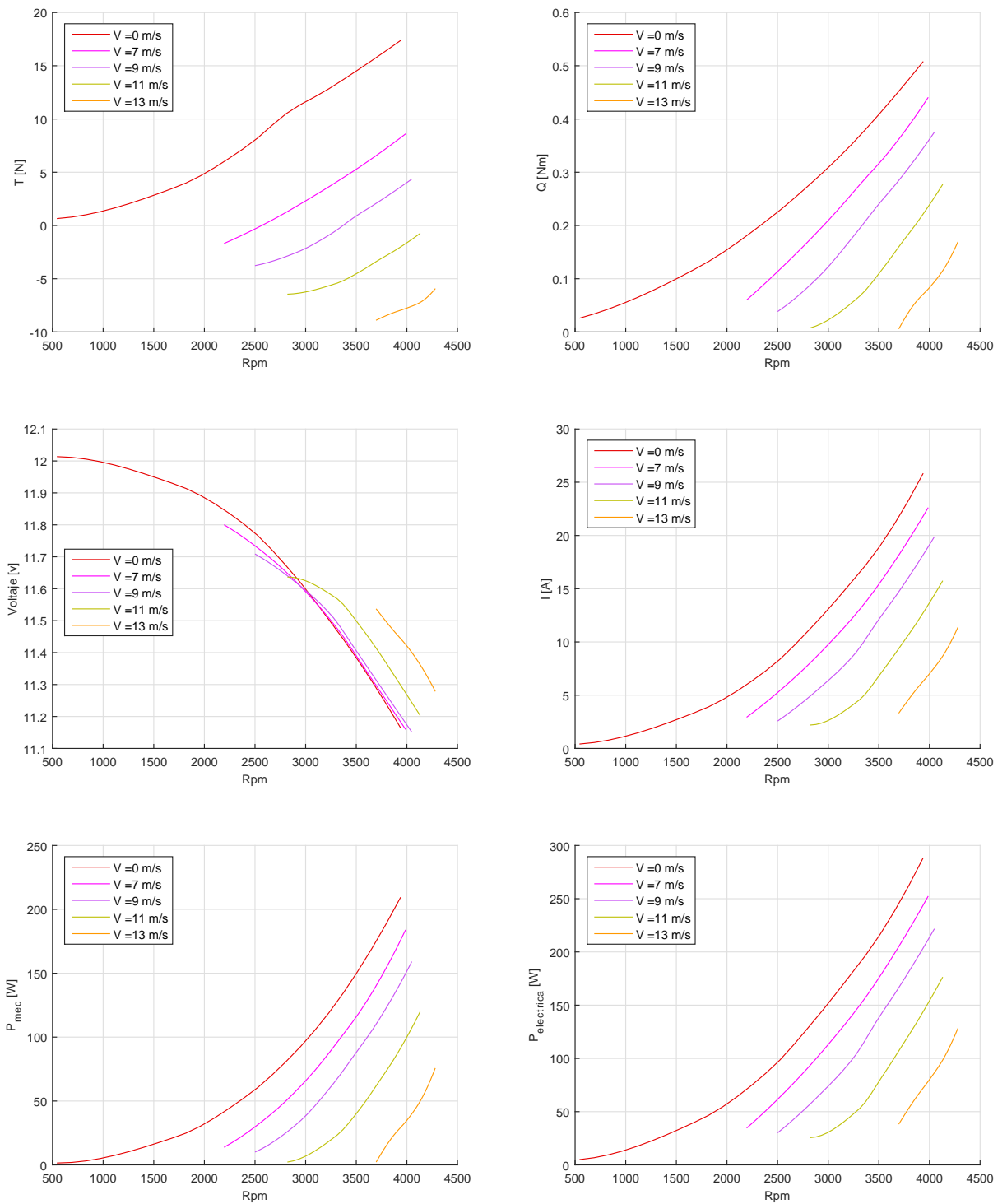
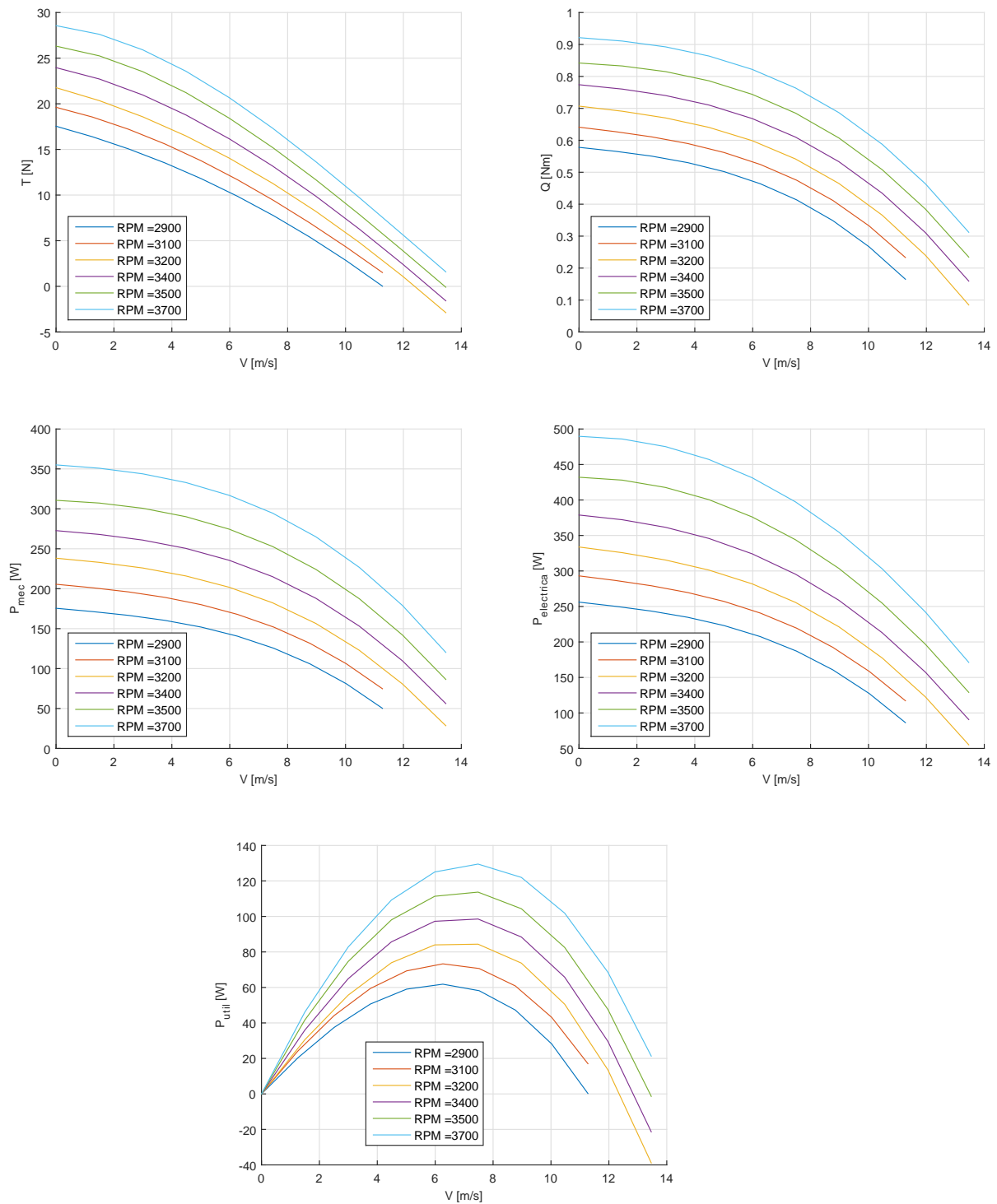


Figura 4.4 Tracción, Par, Voltaje, Intensidad, Potencia Mecánica y Potencia Eléctrica frente a RPM (AI30AP8).

a la interpolación en velocidad realizada se obtienen puntos en la región de que va desde los 0 y los 7 m/s en los que no se han realizado ensayos.



vfil

Figura 4.5 Tracción, Par, Potencia Mecánica , Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI0AP12).

4.2 Variables adimensionales

En esta sección se describen las curvas adimensionales. Al llevarse a cabo las interpolaciones en velocidad y en revoluciones, se han obtenido curvas para ambos tipos de datos.

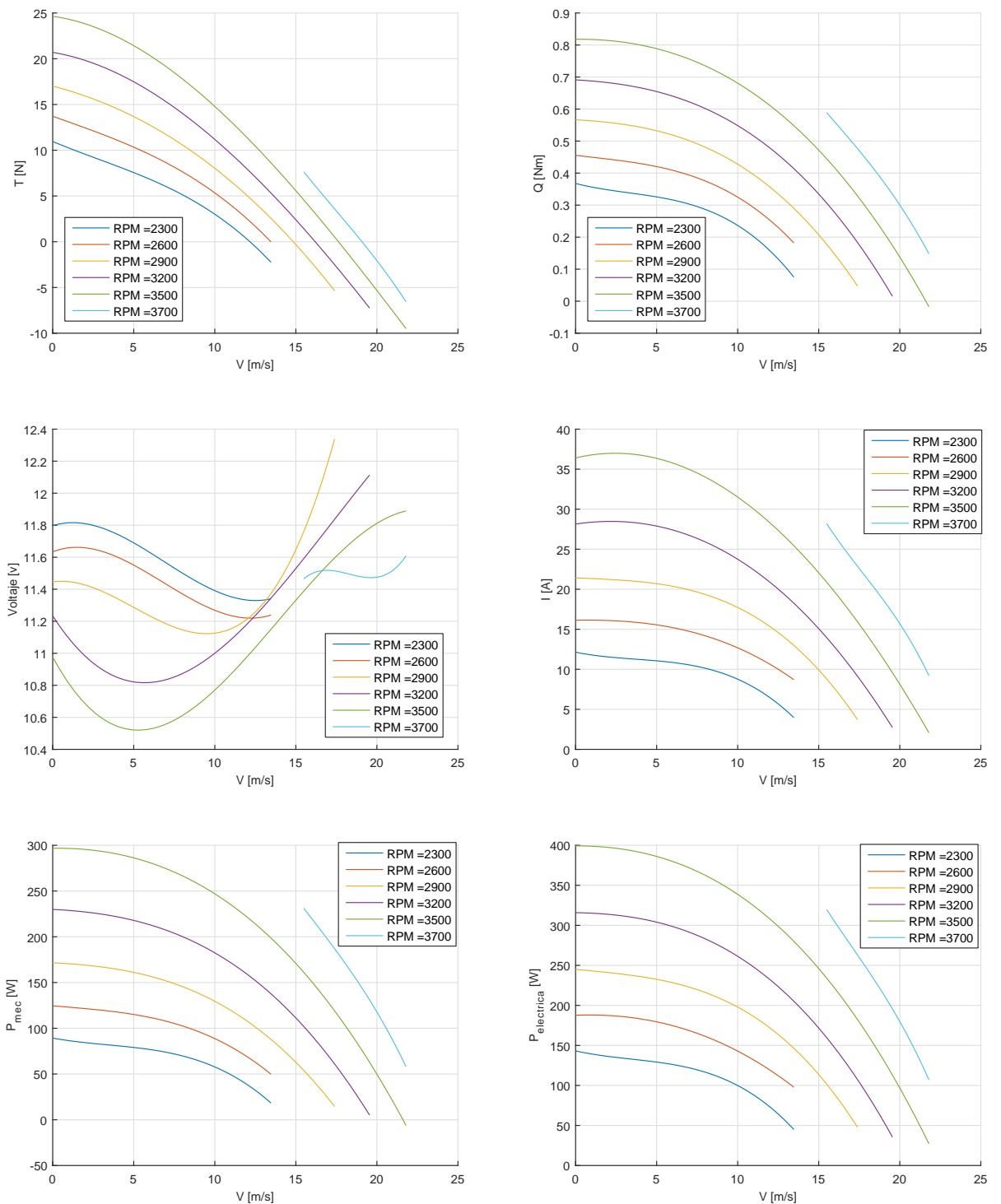


Figura 4.6 Tracción, Par, Potencia Mecánica , Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI45AP12).

Hay una curva adimensional por cada ensayo realizado a una velocidad del flujo incidente (para los datos de CurvasRPM_3) y otra a cada valor de revoluciones (para los datos de CurvasV). También se han obtenido curvas adimensionales fruto de la unión de datos de diferentes ensayos (CurvasAd_5).

Para la adimensionalización se han utilizado las siguientes expresiones generales de los coeficientes de tracción, par y potencia:

$$\begin{aligned}\lambda &= \frac{V}{\Omega R} \\ C_T &= \frac{T}{\rho A R^2 \Omega^2} \\ C_Q = C_P &= \frac{Q}{\rho A R^3 \Omega^2} = \frac{P}{\rho A R^3 \Omega^3}\end{aligned}\quad (4.2)$$

Para el rendimiento mecánico se ha usado su definición:

$$\eta_{mec} = \frac{P_{mec}}{P_{elec}} \quad (4.3)$$

Antes de presentar las curvas adimensionales se muestra los ajustes polinómicos. Las curvas obtenidas a partir de las variables interpoladas en revoluciones se representan en Figura 4.7. Se aprecia una región de λ en la cual no se dispone de datos para ninguna de las variables. Esta región se debe a la falta de ensayos entre los 0 y 7 m/s de velocidad del flujo incidente. En el caso de este ensayos ($AI = 15^\circ$ y $AP = 8^\circ$), los puntos del coeficiente de tracción y par colapsan de manera razonadamente bien, pero este comportamiento no se ve en el rendimiento mecánico (η_{mec}). Los curvas de rendimiento no colapsan para ninguno de los test realizados.

Además se ha representado curvas de coeficientes adimensionales y rendimientos a revoluciones fijas para el ensayos a ángulo de incidencia 30° y ángulo de paso 8° , Figura 4.8. En este caso, debido a la interpolación en velocidades, el ajuste polinómico da lugar a curvas que cubren todas las regiones de λ . El origen de estas curvas es la obtención de puntos a partir de curvas a distintas velocidades del flujo incidente, por lo que los rango de revoluciones de las curvas representadas se centra en zonas en las que se dispone de más puntos. De forma general para los datos de ensayos del túnel de los que se dispone, la región con mayor disponibilidad de puntos se concentra principalmente entre las 3000 y 4000 rpm.

Otra forma de obtener las curvas adimensionales, fue mediante la adimensionalización directa de los puntos obtenidos en los ensayos una vez filtrados evitando así una interpolación previa y los posibles errores asociados. Se muestra en la Figura 4.9 el ajuste polinómico realizado a datos de un ensayo a ángulo de incidencia y paso de 90° y 12° respectivamente. Los resultados son similares a los obtenidos en la Figura 4.7, con regiones en las que no se dispone de puntos. Para este ángulo de incidencia en particular, no solo no colapsan puntos de η_{mec} , si no que los valores de coeficiente de par muestran un comportamiento similar.

Finalmente, en la Figura 4.10, se muestra el ajuste polinómico realizado a partir de la unión de todos los puntos de ensayos realizados a igual ángulo de incidencia y paso (0° y 12° en este caso). Como era de esperar tras ver los datos de curvas anteriores, no es posible un buen ajuste del η_{mec} debido a la dispersión que presentan los datos de ensayos a diferente velocidad del flujo incidente. Para los coeficientes de tracción y par, los polinomios cuadráticos y cúbicos si ajustan la curva para valores de ángulo de incidencia menos a 60° .

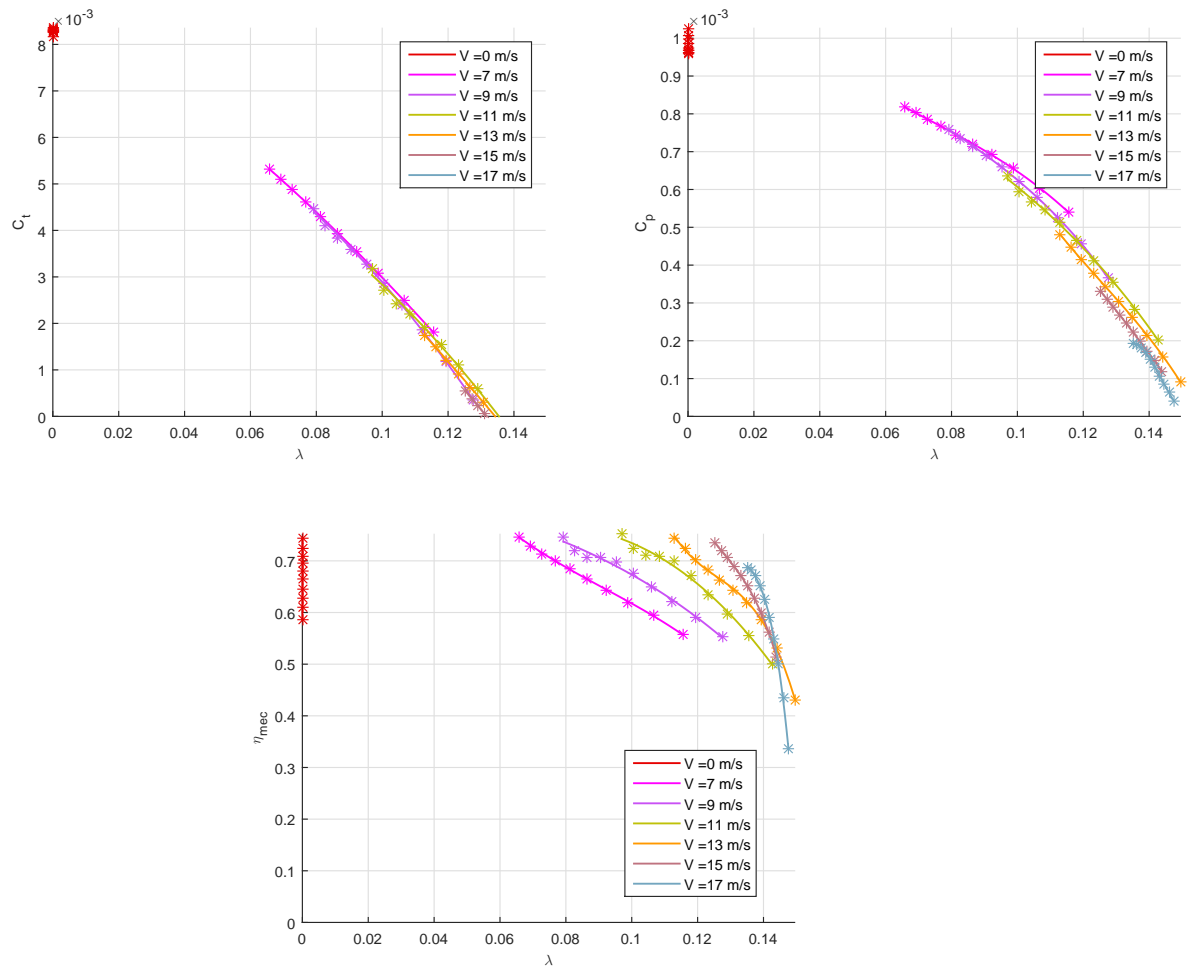


Figura 4.7 Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_2, $AI=15^\circ$ $AP=12^\circ$.

A modo de comparación se muestran en la Figura 4.11 y 4.12 CurvasAD_2 y CurvasAD_3 para los casos de ángulo de incidencia y de paso 0° y 12° en la Figura 4.11 y 75° y 8° en la Figura 4.12.

Para finalizar este apartado se ha representado en la Figura 4.13 la dependencia de las curvas de coeficientes de tracción, par y rendimiento mecánico con el ángulo de incidencia. Se muestra a izquierda y derecha estas curvas para el caso de ángulo de paso 12° y 8° . La tendencia de menor valor de coeficiente de tracción y par con el λ se suaviza conforme el ángulo de incidencia aumenta hasta obtener una tendencia proporcional entre λ y C_t .

4.3 Superficies

Por último se describen las superficies de variables dimensionales como la tracción, par, potencia mecánica eléctrica y útil, frente a velocidad del flujo incidente y revoluciones, pudiendo observar su comportamiento en función de los parámetros de control de los ensayos. La principal aportación de estas superficies no es la capacidad de análisis que proporciona si no su posible utilidad a la hora de general los inputs de modelos teóricos

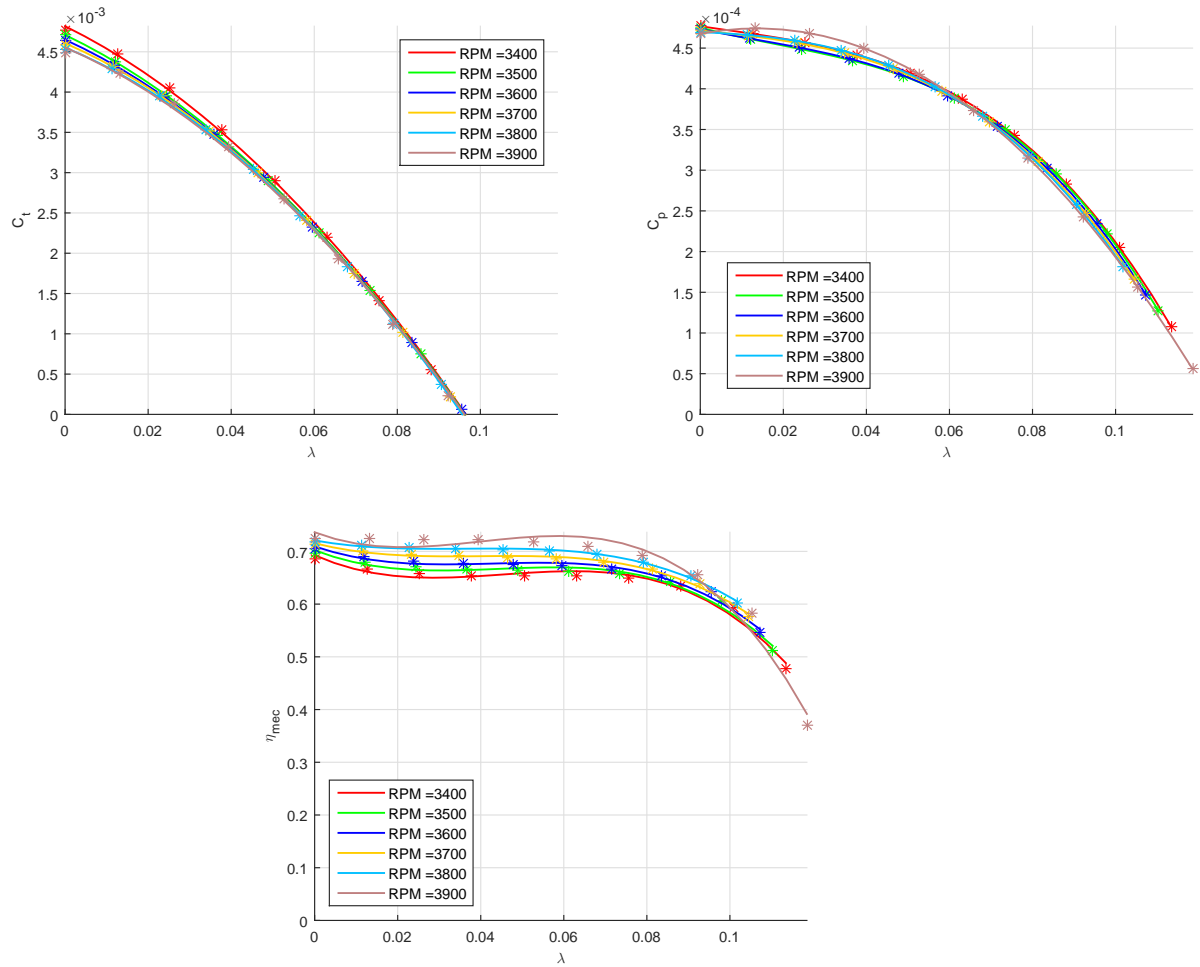


Figura 4.8 Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_3, AI=30° AP=8°.

desarrollados en el entorno del proyecto VTOL llevado a cabo en el departamento.

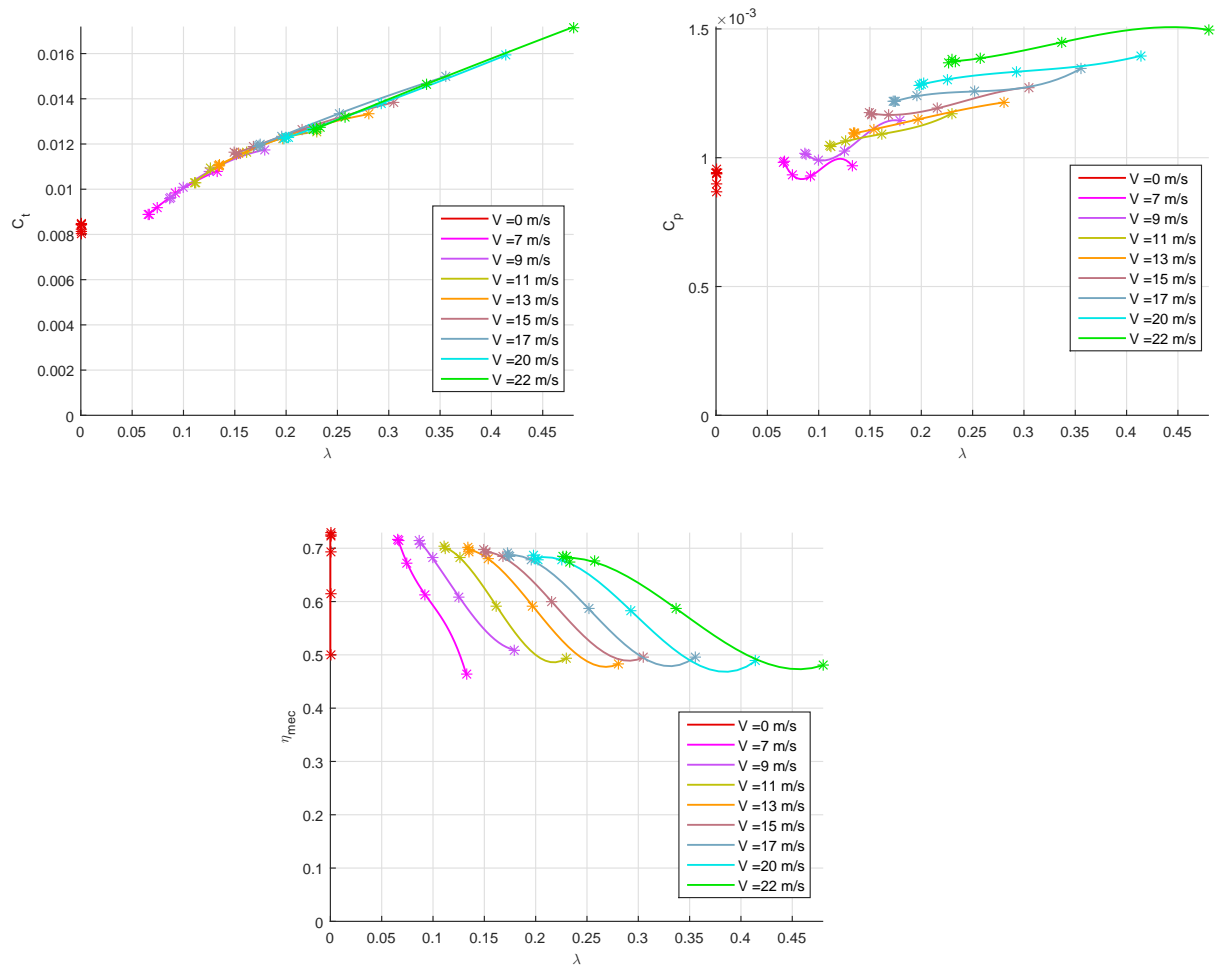


Figura 4.9 Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_4, AI=90° AP=12°.

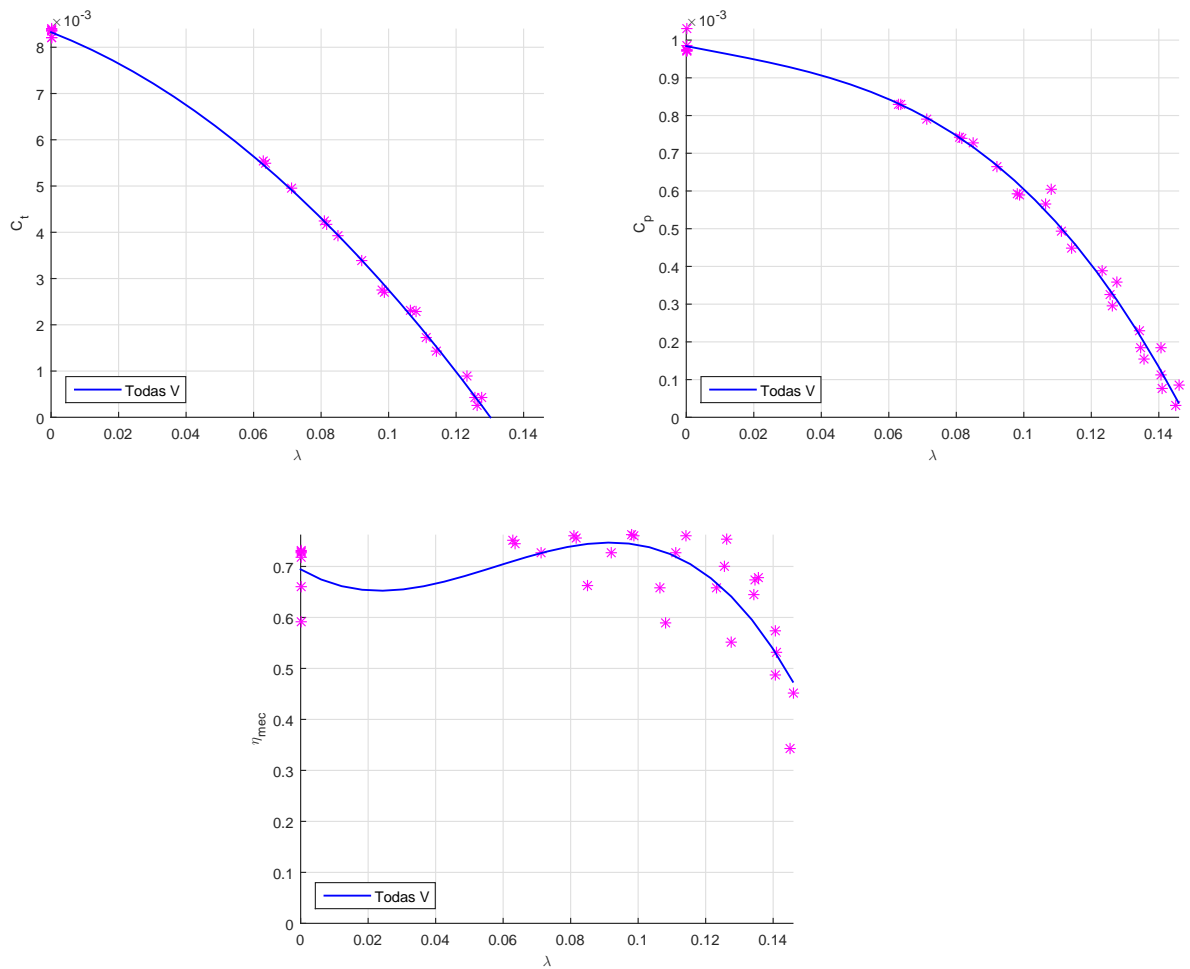


Figura 4.10 Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V ($AI=0^\circ$ $AP=12^\circ$).

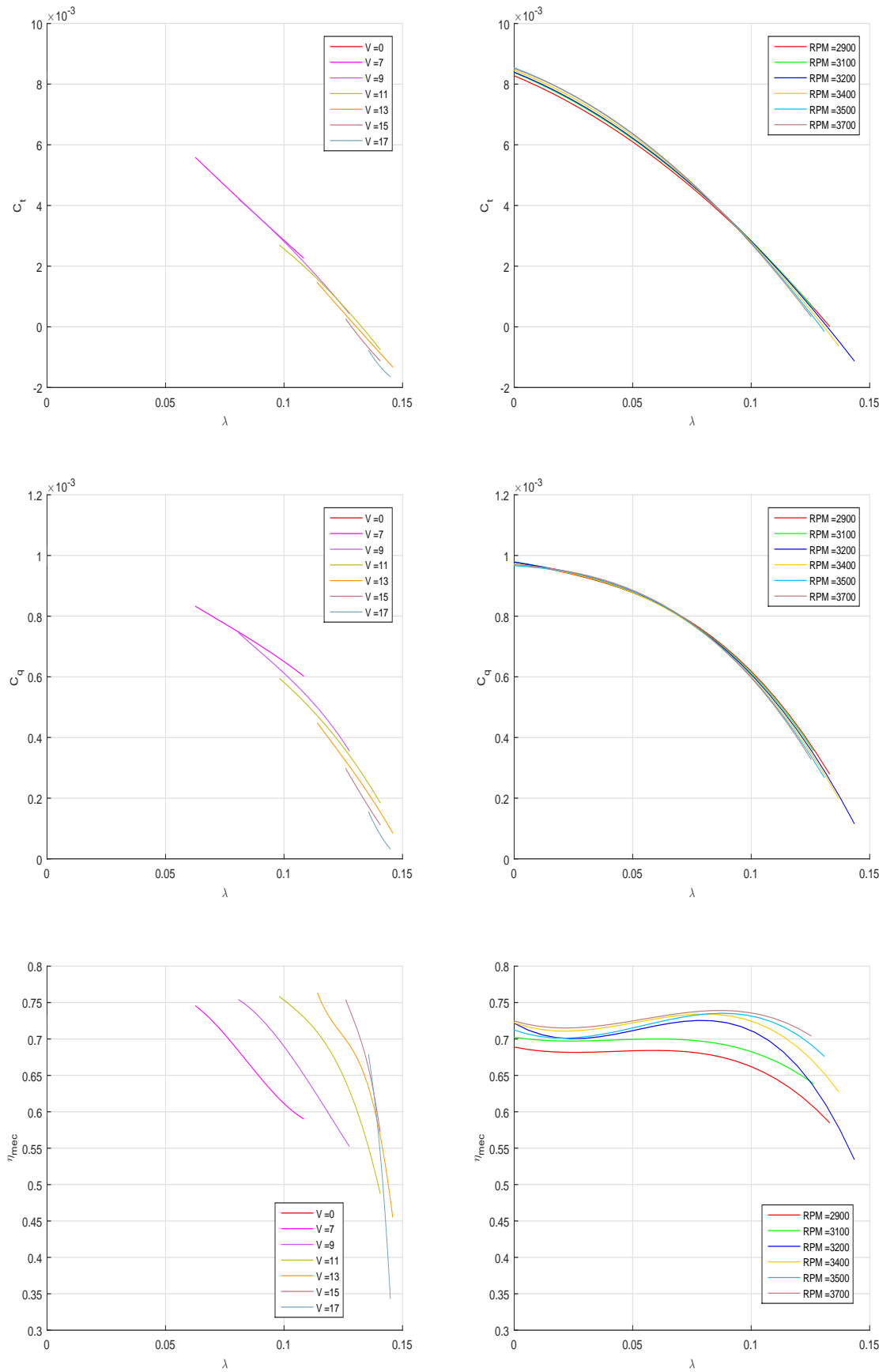


Figura 4.11 Coeficientes de tracción, par (potencia) y rendimiento mecánico para las CurvasAD_2 a la izquierda (a partir de las curvas variables-RPM) y CurvasAD_3 a la derecha (a partir de las curvas variables-V) $AI=0^\circ$ $AP=12^\circ$.

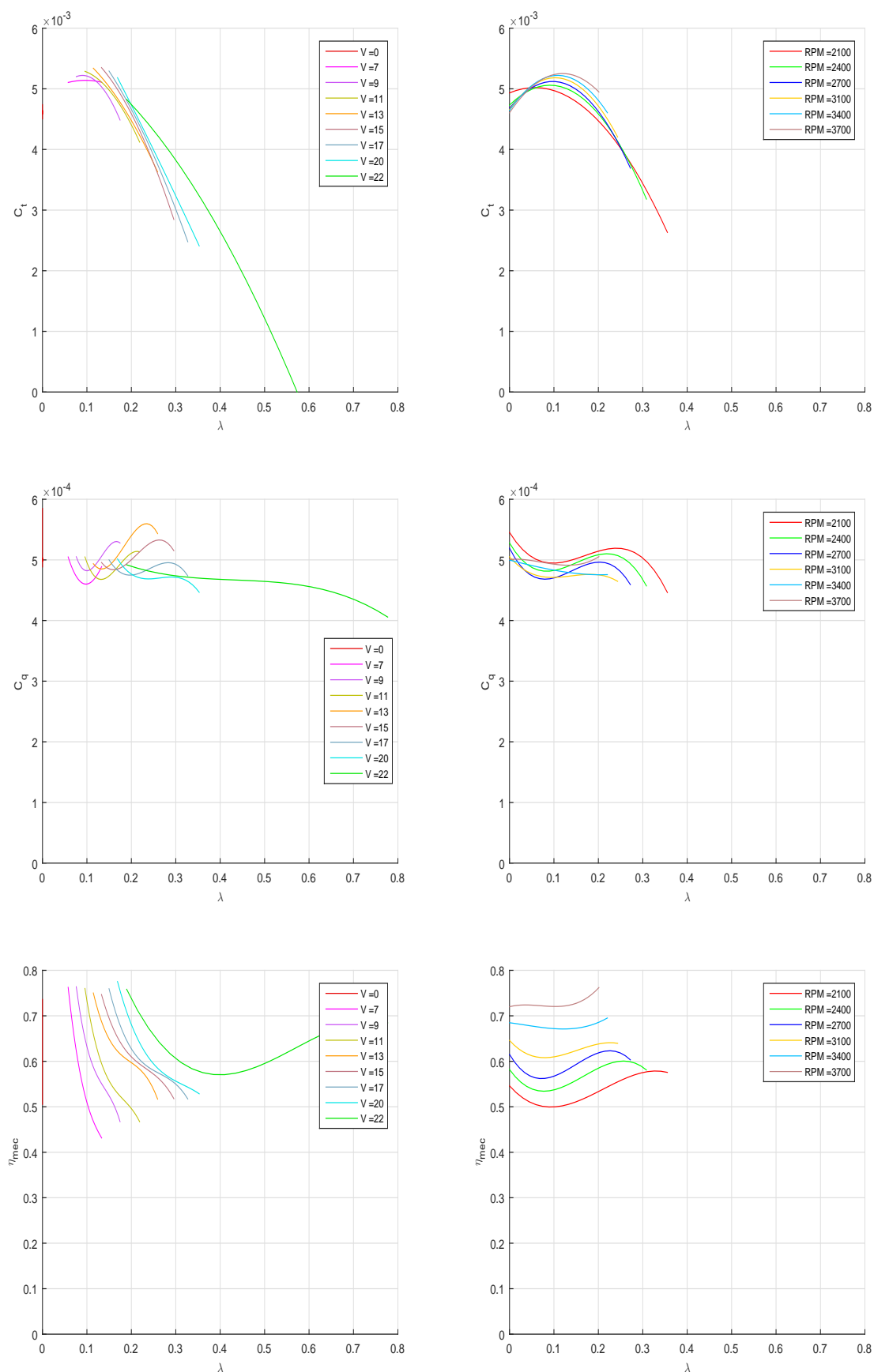


Figura 4.12 Coeficientes de tracción, par (potencia) y rendimiento mecánico para las CurvasAD_2 a la izquierda (a partir de las curvas variables-RPM) y CurvasAD_3 a la derecha (a partir de las curvas variables-V) $AI=75^\circ$ $AP=8^\circ$.

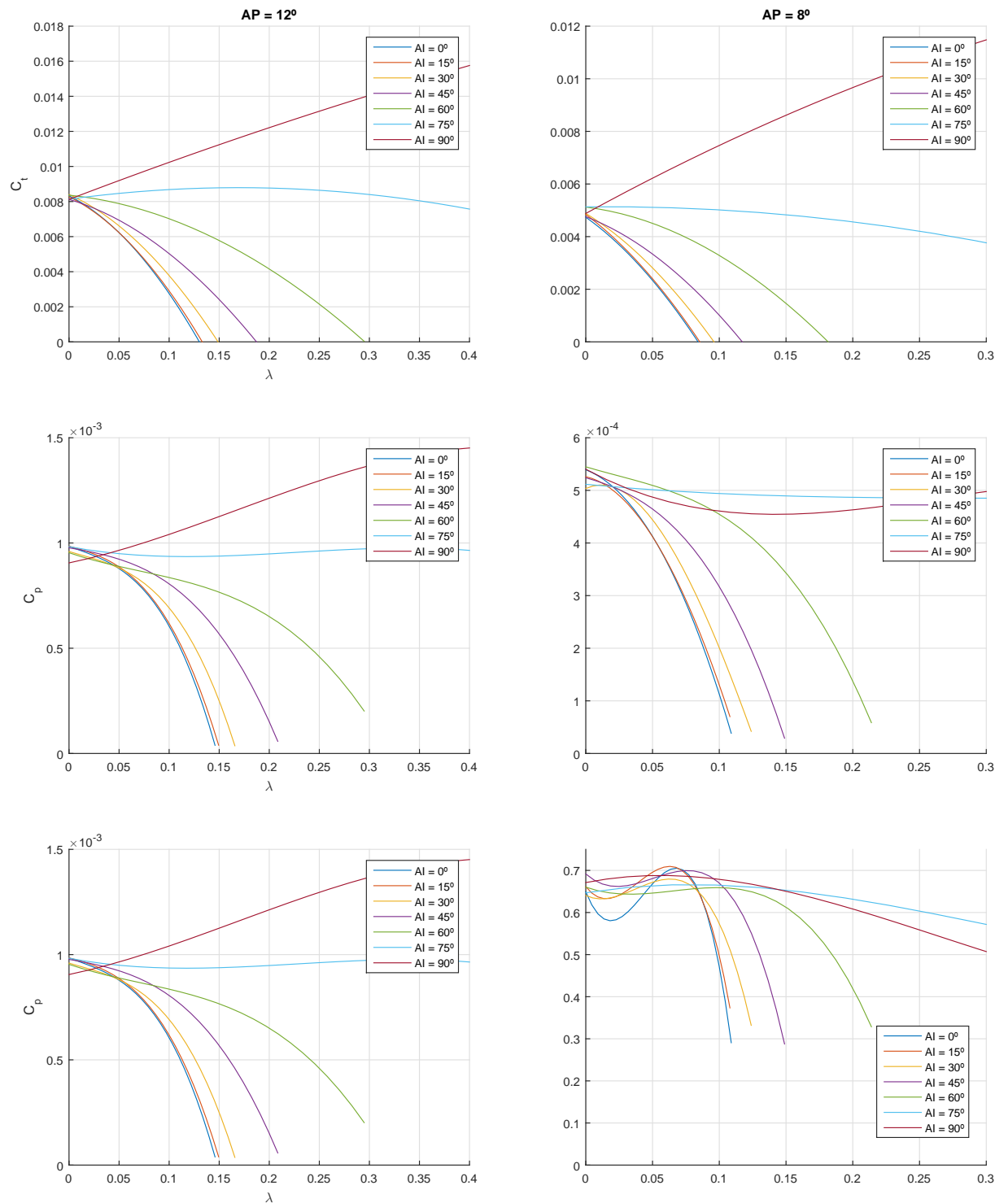


Figura 4.13 Coeficientes de tracción, potencia y rendimiento mecánico para los ángulos de incidencia ensayados con ángulo de paso 12° y 8° a la derecha (CurvasAd_5)).

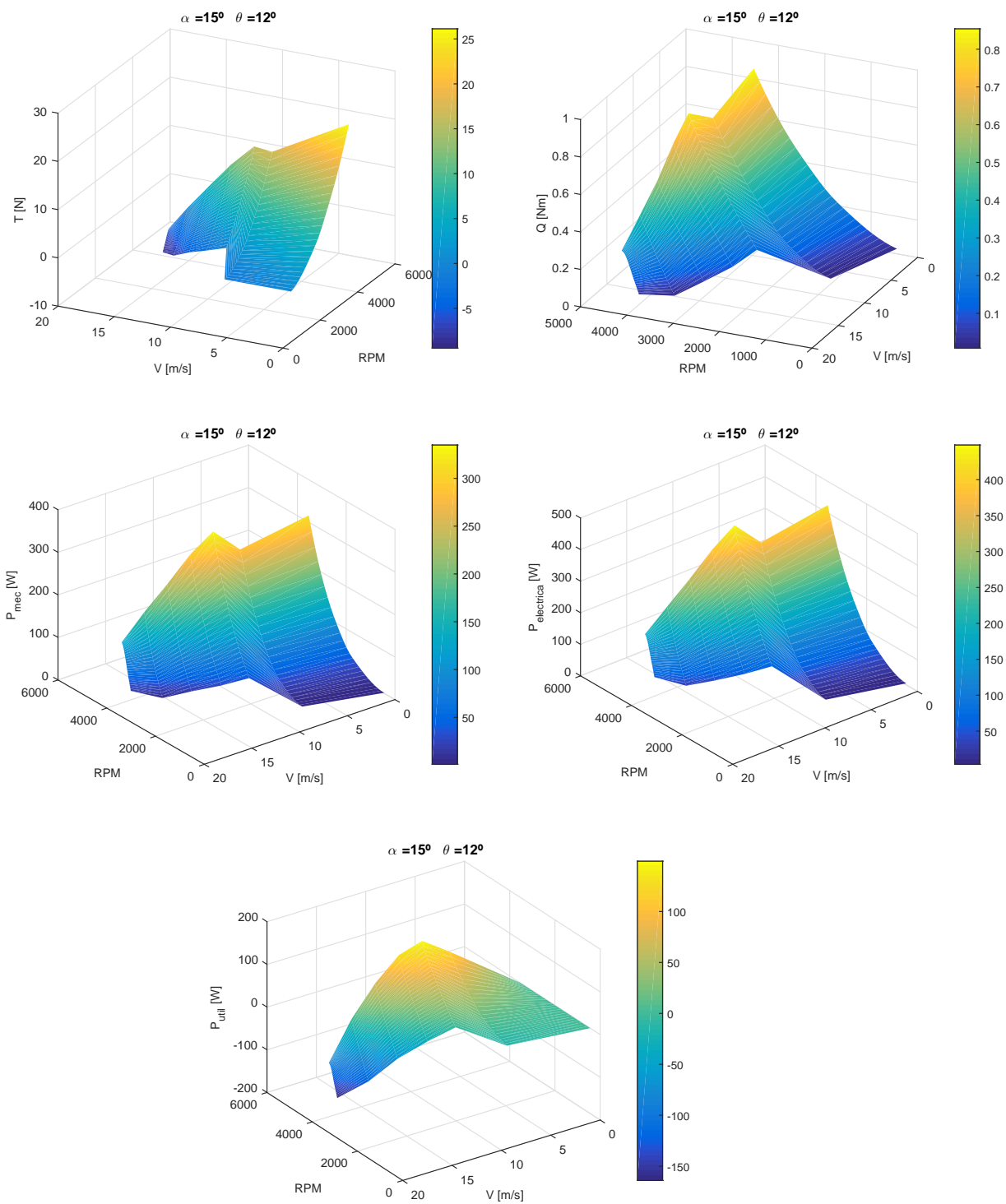


Figura 4.14 Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V, $\alpha=15^\circ$ $\theta=12^\circ$.

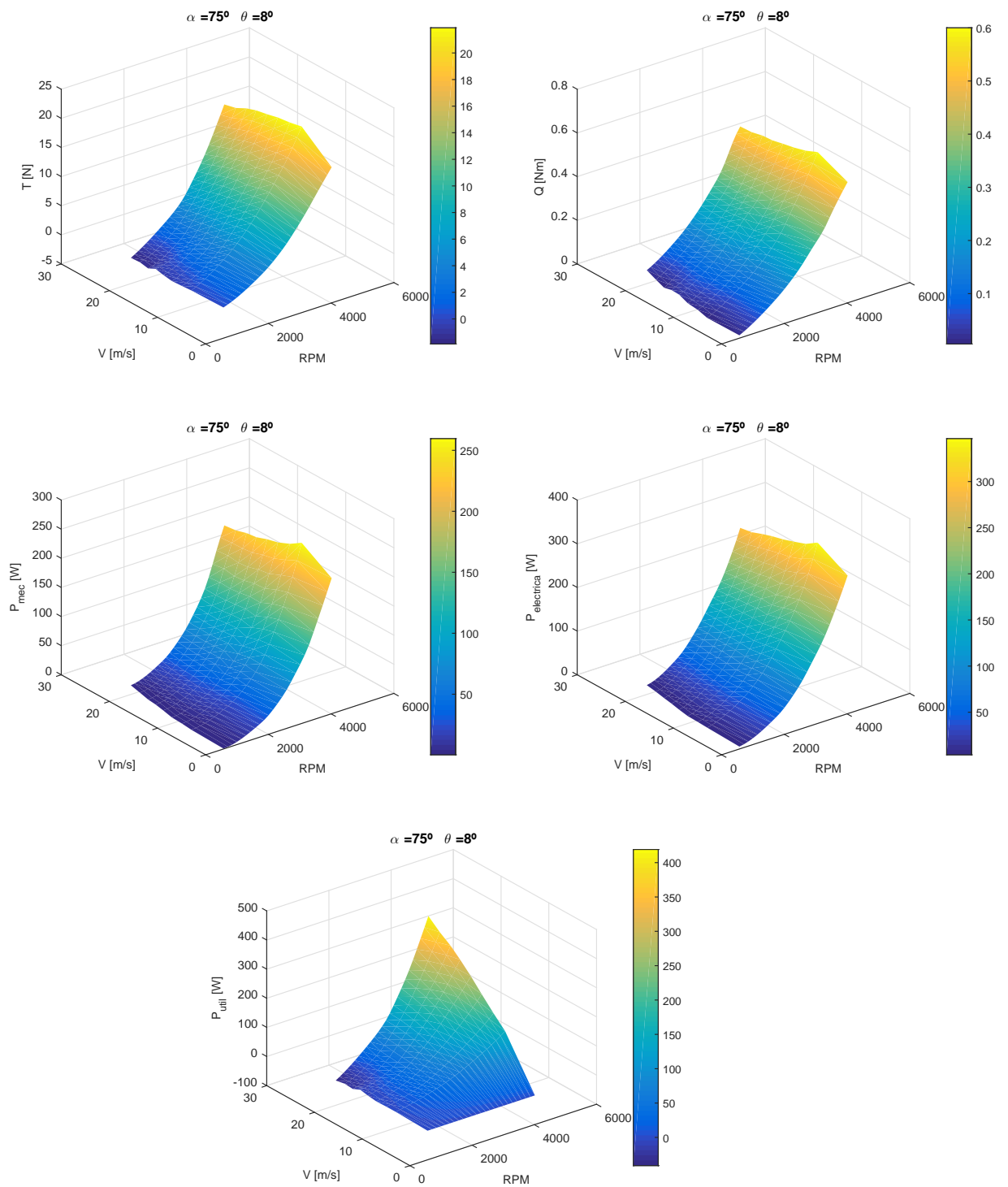


Figura 4.15 Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V , $\alpha=75^\circ$ $\theta=8^\circ$.

5 Teoría de helicópteros. Vuelo Axial

En el capítulo anterior se han obtenido las principales curvas que caracterizan un sistema propulsor. El siguiente paso es el de comparar los resultados con los proporcionados por la teoría con el fin de validarlos. Se observarán las principales discrepancias y los errores cometidos durante la campaña de ensayos. En este capítulo se desarrollará la teoría de helicópteros correspondiente a vuelo axial, es decir, el que corresponde a un movimiento ascendente o descendente del helicóptero con una velocidad de subida o bajada perpendicular al plano del rotor. En el caso de los ensayos realizados, este movimiento correspondería a las pruebas con ángulo de incidencia de bancada nulo, de forma que la corriente inducida por el propio túnel de viento incide de manera perpendicular al plano del rotor.

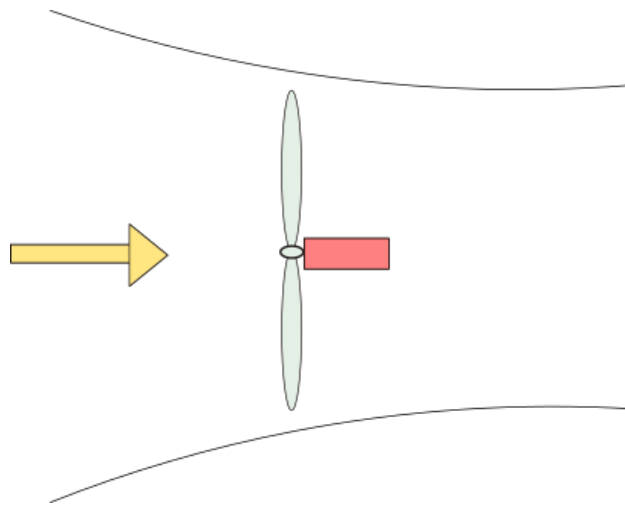


Figura 5.1 Ensayo de vuelo axial en túnel de viento.

5.1 Modelos teóricos

Existen dos teoremas principales para modelar el vuelo axial: el teorema de cantidad de movimiento (TCM) y el teorema de elemento de pala (TEP). Ninguno de los dos teoremas proporciona información acerca de la tracción y potencia por si mismo necesitando la

combinación de ambas para la obtención de resultados. Diferenciamos entonces tres teorías derivadas:

- Teoría de elemento de pala con la velocidad inducida del teorema de cantidad de movimiento
- Teoría combinada
- Teoría combinada con el efecto de pérdida en punta de pala

Se describirán cada uno de los teoremas para las situaciones de vuelo a punto fijo y vuelo axial ascendente. Los datos de ensayos en túnel de los que se dispone solo permite la comparación con estos regímenes. El caso de vuelo axial descendente se deja para futuros trabajos cuando se disponga de datos experimentales adecuados para su comparación.

5.1.1 Teorema de cantidad de movimiento TCM

Esta teoría se basa en la aplicación de ecuaciones integrales sobre el dominio fluido correspondiente a un tubo de corriente que pasa por la hélice, ver Figura 5.2. Se emplearán las ecuaciones de conservación de masa, de cantidad de movimiento y de la energía. Las ecuaciones sobre el dominio fluido serán:

$$\begin{aligned}\int_S \rho \vec{v} \vec{n} dA &= 0 \\ \int_S \rho \vec{v} (\vec{v} \vec{n}) dA &= - \int_S p \vec{v} \vec{n} dA \\ \frac{1}{2} \int_S \rho v^2 (\vec{v} \vec{n}) dA &= - \int_S p \vec{v} \vec{n} dA\end{aligned}\tag{5.1}$$

Forman un conjunto de cinco ecuaciones debido al carácter vectorial de la ecuación de conservación de cantidad de movimiento. Las hipótesis asumidas como válidas son:

- Se modela el rotor como un disco actuador que impone una discontinuidad en el campo de presiones y continuidad de velocidades
- Movimiento unidimensional, cuasiestacionario e incompresible
- Esfuerzos viscosos despreciables
- Proceso adiabático

Atendiendo al volumen de control, mostrado en la Figura 5.2, se plantean las ecuaciones:

$$\begin{aligned}\dot{m} &= \rho A (V_c + v_i) = \rho A_\infty (V_c + w) \\ T &= \dot{m} w \\ T(v_i + V_c) &= \frac{1}{2} \dot{m} (V_c + w)^2 - \frac{1}{2} \dot{m} V_c^2\end{aligned}\tag{5.2}$$

La reducción de cinco a tres ecuaciones se debe a la proyección de la ecuación de cantidad de movimiento sobre el eje perpendicular al disco actuador. En esta ecuación proyectada se ha despreciado el término de diferencias de presiones en la superficies laterales debido a la consideración de compensación de los términos.

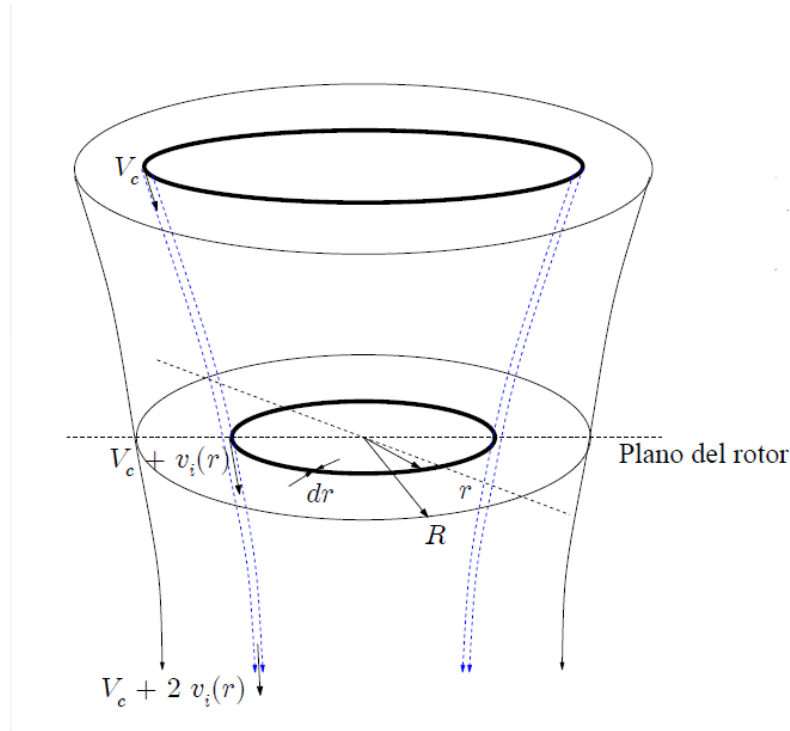


Figura 5.2 Volumen de control para el TCM.

Se tendrá por tanto un sistema de tres ecuaciones y siete variables $\{\rho, A, v_i, T, w, A_\infty, V_c\}$. Modificando las ecuaciones obtenemos dos expresiones que resultarán muy útiles:

$$\begin{aligned} w &= 2v_i \\ v_i^2 + V_c v_i - \frac{T}{2\rho A} &= 0 \end{aligned} \quad (5.3)$$

La expresión anterior relaciona valores de tracción y de velocidad inducida por las palas en el plano del disco actuador. Para el apartado 5.1.3, donde se describe el teorema de elemento de pala y cantidad de movimiento, serán de gran utilidad este grupo de ecuaciones. Como se puede apreciar, para la obtención de valores de tracción se necesita un modelo de velocidad inducida.

Particularizando para el caso de vuelo a punto fijo en el que la velocidad de ascenso V_c es nula, se obtiene la relación directa:

$$\begin{aligned} w &= 2v_i \\ v_i^2 &= \frac{T}{2\rho A} \end{aligned} \quad (5.4)$$

5.1.2 Teorema elemento de pala TEP

En el teorema de elemento de pala se asume que cada sección pala se comporta como un perfil bidimensional, por lo que ya se requiere de una formulación local en la que se establece la configuración geométrica. Para obtener resultados de las actuaciones del rotor se debe integrar a lo largo de la pala. Al igual que el TCM, para el uso de esta teoría se

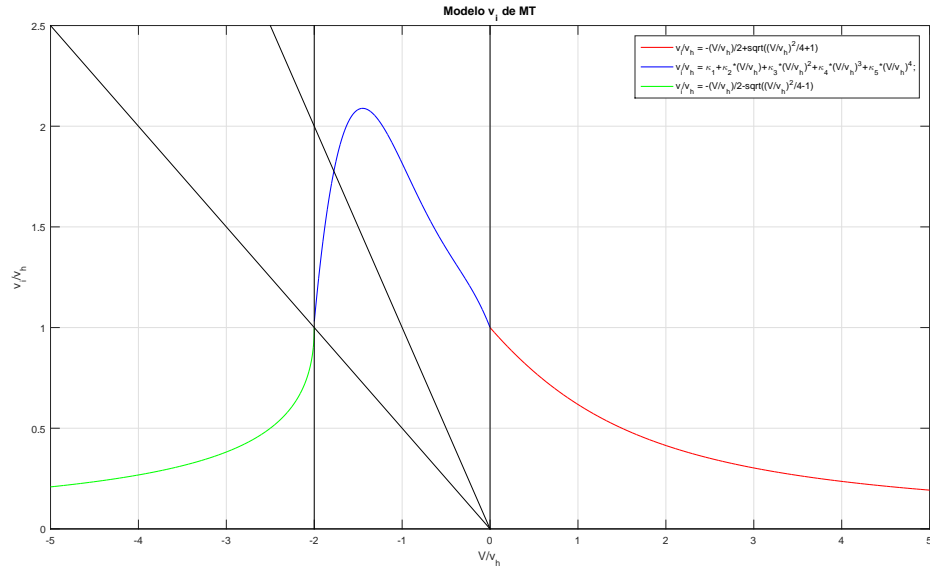


Figura 5.3 Regímenes de funcionamiento en vuelo axial para la TCM.

requiere de un modelo de velocidad inducida. Para comenzar con su desarrollo se establecen las siguientes velocidades:

- Velocidad normal al plano de rotación U_p
- Velocidad tangencial al plano de rotación U_T
- Velocidad radial U_R
- Velocidad resultante U

En la imagen de la Figura 5.4, se aprecian las velocidades a partir de las cuales se definen algunos ángulos que serán de importancia en el desarrollo de esta teoría:

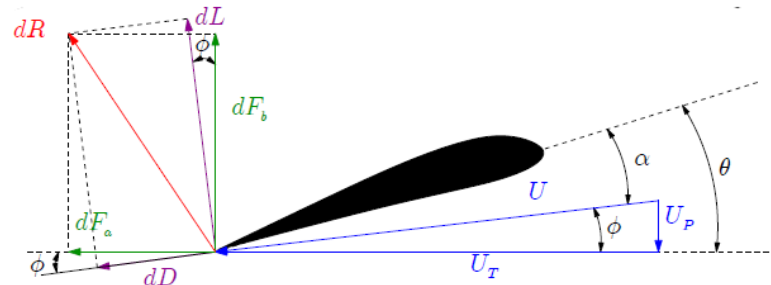


Figura 5.4 Fuerzas aerodinámicas y ángulos en un perfil bidimensional.

$$\phi_i = \arctan \frac{U_p}{U_T} \quad (5.5)$$

$$\alpha = \theta - \phi_i$$

Donde ϕ_i , α y θ_c representa el angulo de entrada de corriente, el ángulo de ataque y el ángulo de paso geométrico respectivamente. Las fuerzas aerodinámicas por unidad de longitud quedan definidas a partir de los coeficientes de sustentación y resistencia del perfil:

$$\begin{aligned} dL &= \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l dy \\ dD &= \frac{1}{2}\rho U^2 c C_d dy \end{aligned} \quad (5.6)$$

Proyectando las fuerzas aerodinámicas sobre los ejes X y Z para se llega a las expresiones de tracción par y potencia deseadas:

$$\begin{aligned} dF_x &= dL \sin \phi_i + dD \cos \phi_i \\ dF_z &= dL \cos \phi_i - dD \sin \phi_i \end{aligned} \quad (5.7)$$

Finalmente los valores de tracción, par y potencia resultarán:

$$\begin{aligned} dT &= N_b dF_z \\ dQ &= N_b dF_x y \\ dP &= N_b dF_x \Omega y \end{aligned} \quad (5.8)$$

Las hipótesis que se toman para alcanzar las expresiones del teorema de elemento de pala son:

- Velocidad radial nula $U_R \approx 0$ y velocidad tangencial mucho mayor que la normal $U_T \gg U_P$.

$$U \approx \sqrt{U_T^2 + U_P^2}$$

- Ángulos pequeños $\phi_i \ll 1$

$$\begin{aligned} \sin \phi_i &\approx \phi_i \\ \cos \phi_i &\approx 1 \end{aligned}$$

- Resistencia aerodinámica menor que la sustentación $C_l \gg C_d$

Con estas hipótesis queda linealizado el problema, de forma que:

$$\begin{aligned} U &\approx U_T \\ \phi_i &\approx \frac{U_P}{U_T} \\ \alpha &= \theta - \phi_i \\ dL &\approx \frac{1}{2}\rho U_T^2 c C_l dy \\ dD &\approx \frac{1}{2}\rho U_T^2 c C_d dy \end{aligned} \quad (5.9)$$

Y las expresiones de tracción, par y potencia quedan:

$$\begin{aligned} dT &\approx N_b dL \\ dQ &\approx N_b (\phi_i dL + dD) dy \\ dP &\approx \Omega y (\phi_i dL + dD) \end{aligned} \quad (5.10)$$

Para la adimensionalización se utilizan las expresiones de los coeficientes de tracción, par y potencia definidos a continuación:

$$\begin{aligned} dC_T &= \frac{dT}{\rho AR^2 \Omega^2} \\ dC_Q &= \frac{dQ}{\rho AR^3 \Omega^2} \\ dC_P &= \frac{dP}{\rho AR^3 \Omega^3} \end{aligned} \quad (5.11)$$

Sustituyendo en los coeficientes adimensionales, los valores diferenciales de tracción, par y potencia:

$$\begin{aligned} dC_T &= \frac{1}{2} \sigma C_l r^2 dr \\ dC_Q &= \frac{1}{2} \sigma (\phi_i C_l + C_d) r^3 dr \\ dC_P &= \frac{1}{2} \sigma (\phi_i C_l + C_d) r^3 dr \end{aligned} \quad (5.12)$$

Donde las variables adimensionales:

$$\begin{aligned} r &= \frac{y}{R} \\ \sigma &= \frac{N_b c}{\pi R} \\ \lambda &= \frac{V_c + v_i}{\Omega R} \end{aligned} \quad (5.13)$$

Como se ha comentado anteriormente, es necesario realizar la integral a lo largo de la pala para obtener los valores absolutos de tracción, par y potencia. De esta forma:

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l r^2 dr \\ C_Q = C_P &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma (\lambda C_l r^2 + C_d r^3) dr \end{aligned} \quad (5.14)$$

Para este modelo es imprescindible tanto la definición de la geometría y las características aerodinámicas de los perfiles de las palas como un modelos que proporcione los valores de velocidad inducida.

$$\begin{aligned} \lambda &= \frac{V_c + v_i}{\Omega R} \\ C_l &= C_l(\alpha, M, Re) \\ C_d &= C_d(\alpha, M, Re) \\ \alpha &= \alpha(V_c, \theta, v_i) \end{aligned} \quad (5.15)$$

5.1.3 Teorema elemento de pala con teorema cantidad de movimiento

Este modelo utiliza las expresiones del teorema de elemento de pala para la tracción, par y potencia usando la velocidad inducida que proporciona el teorema de cantidad de

movimiento para cerrar el problema:

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l r^2 dr \\ C_Q = C_P &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma (\lambda C_l r^2 + C_d r^3) dr \end{aligned} \quad (5.16)$$

Del TCM la velocidad inducida:

$$v_i^2 + V_c v_i - \frac{T}{2\rho A} = 0 \quad (5.17)$$

El efecto de la velocidad inducida está incluido en el valor de λ . Para resolver la ecuación del coeficiente de tracción será necesario utilizar un método iterativo hasta obtener el valor de tracción.

$$\begin{aligned} \frac{T}{\rho A R^2 \Omega^2} &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l(T) r^2 dr \\ v_i^2 + V_c v_i - \frac{T}{2\rho A} &= 0 \end{aligned} \quad (5.18)$$

5.1.4 Teorema elemento de pala y cantidad de movimiento combinada TCMEP

Es una combinación de la formulación global de TCM y la formulación local de TEP. Para ello, se establece la ecuación de cantidad de movimiento en formato diferencial, en un tubo anular como el de la Figura 5.2 y se igualan las tracciones de ambas teorías, obteniendo una distribución no uniforme de velocidad inducida. Se asume que la velocidad inducida en un elemento diferencial es debida únicamente al diferencial de tracción en dicha sección. Las ecuaciones de conservación de masa, cantidad de movimiento y conservación de energía serán:

$$\begin{aligned} d\dot{m} &= \rho(V_c + v_i)2\pi r dr \\ dT &= 2v_i d\dot{m} = 4\pi\rho(V_c + v_i)v_i r dr \\ dP &= \frac{1}{2} d\dot{m}(V_c + 2v_i)^2 - \frac{1}{2} d\dot{m}V_c^2 = 4\pi\rho(V_c + 2v_i)^2 v_i r dr = dT(V_c + v_i) \end{aligned} \quad (5.19)$$

Adimensionalizando las ecuaciones de conservación de cantidad de movimiento y de conservación de la energía para obtener los coeficientes de adimensionales de tracción y de potencia.

$$\begin{aligned} dC_T &= \frac{dT}{\rho A \Omega^2 R^2} = 4\lambda(\lambda - \lambda_c) x dx \\ dC_P &= \frac{dP}{\rho A \Omega^3 R^3} = 4\lambda^2(\lambda - \lambda_c) x dx \end{aligned} \quad (5.20)$$

Llegado a este punto existe la necesidad de encontrar un modelo de λ en función de la posición o de forma equivalente un modelo de velocidad inducida en el plano del rotor. Usando dC_T de Teoría de Cantidad de Movimiento diferencial obtenida junto con la Teoría de Elemento de Pala, podemos alcanzar una expresión que permita obtener

λ . Asumimos que la tracción diferencial en un tubo anular es igual a la tracción en un elemento de pala:

$$\begin{aligned} dC_T &= 4\lambda(\lambda - \lambda_c)xdx \\ dC_T &= \frac{1}{2}\sigma C_l x^2 dx \end{aligned} \quad (5.21)$$

Ahora se aplicarán las integrales de la Teoría de Elemento de Pala con la expresión de λ anterior, estando incluida en la expresión del ángulo de ataque de los modelos aerodinámicos del coeficiente de sustentación y de resistencia:

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l r^2 dr \\ C_Q = C_P &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma (\lambda C_l r^2 + C_d r^3) dr \\ \alpha &= \theta - \frac{\lambda}{r} \lambda^2 - \lambda_c \lambda - \frac{\sigma}{8} Cl(M, \alpha, Re) r = 0 \end{aligned} \quad (5.22)$$

La expresión λ obtenida dependerá del modelo aerodinámico usado. En el caso de un modelo lineal:

$$C_l = C_{l\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (5.23)$$

quedaría:

$$\begin{aligned} dC_T &= 4\lambda(\lambda - \lambda_c)xdx \\ dC_T &= \frac{1}{2}\sigma C_{l\alpha}(\theta - \frac{\lambda}{x})x^2 dx \end{aligned} \quad (5.24)$$

Y a igualdad de tracciones encontramos una ecuación de segundo grado para λ que junto a las expresiones de TEP resolverían el problema:

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l r^2 dr \\ C_Q = C_P &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma (\lambda C_l r^2 + C_d r^3) dr \\ 0 &= \lambda^2 + \left(\frac{\sigma C_{l\alpha}}{8} - \lambda_c \right) \lambda - \frac{\sigma C_{l\alpha}}{8} \theta x \end{aligned} \quad (5.25)$$

En el caso genérico de un modelo de coeficiente de sustentación, no existe dependencia del coeficiente con el número de Mach al tratar regímenes incompresibles de flujo. Se tendrá dependencia del coeficiente de sustentación y resistencia con el ángulo de ataque y

el número de Reynolds quedando:

$$\begin{aligned}
 C_T &= \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma C_l r^2 dr \\
 C_Q &= C_P \frac{1}{2} \int_{r_0}^1 \sigma (\lambda C_l r^2 + C_d r^3) dr \\
 \alpha &= \theta - \frac{\lambda}{r} \\
 \lambda &= \frac{\lambda_C}{2} + \sqrt{\frac{\lambda_C^2}{2} + \frac{\sigma Cl(V, n, r, \lambda) r}{8}}
 \end{aligned} \tag{5.26}$$

5.1.5 Teorema elemento de pala y cantidad de movimiento combinada con pérdida en punta de pala

Es un teorema que deriva del descrito anteriormente en la sección 5.1.4, TCMEP, en el que se introduce una corrección debido al efecto que producen los torbellinos de punta de pala. La pala es finita, produciéndose rebordeo del flujo en la zona de punta de pala generándose una corriente hacia la parte superior desde la parte inferior, disminuyendo el ángulo de ataque debido al aumento de velocidad inducida. Esta disminución del ángulo de ataque se traduce en una reducción de la capacidad de generar sustentación. Existen dos enfoques posibles:

- Modelo global de Prandtl
- Modelo local de Prandtl

Modelo global de Prandtl

Esta aproximación considera que por el efecto de la pérdida de capacidad de sustentación de las puntas de las palas, se debe introducir el factor de pérdida $B < 1$ que proporciona el radio del rotor efectivo a partir del radio del rotor real.

$$R_{efectivo} = BR$$

De acuerdo a Prandtl el factor de pérdida se puede expresar como:

$$B \approx 1 - \frac{1.386}{b} \frac{\lambda_i}{\sqrt{1 + \lambda_i^2}} \tag{5.27}$$

Este factor se debe introducir en los modelos mediante una rectificación del valor de λ de la forma:

$$\lambda^* = \frac{\lambda}{B} \tag{5.28}$$

Modelo local de Prandtl

Este modelo, válido para palas de radio elevado, consiste en la corrección de dC_T mediante un factor $F(x)$ de la forma:

$$\begin{aligned} F(x) &= \left(\frac{2}{\pi}\right) \arccos(e^{-f(x)}) \\ f(x) &= \frac{b}{2} \left(\frac{x-1}{\lambda}\right) \end{aligned} \quad (5.29)$$

5.2 Modelado de las palas

Una vez que se han descrito los modelos utilizados, es necesario la caracterización de la pala para poder obtener resultados concretos. Se define por un lado la geometría de la pala y del hub y por otro las características aerodinámicas del perfil.

5.2.1 Modelado de la geometría

La pala empleada en la campaña de ensayos, mostrada en la Figura 5.5, pertenece a ZEAL Blades y son utilizadas en helicópteros de radio control. Está fabricada en fibra de carbono con una longitud y ancho de 255mm y 25 mm respectivamente. Presenta perfiles simétricos a lo largo de su longitud, siendo por tanto palas de torsión nula. El peso de cada una de ellas 15.7g aproximadamente.

El modelado teórico de su geometría se incluyen en la Tabla 5.1. Se ha considerado una forma rectangular de pala, despreciando el estrechamiento de punta de pala que presenta, así como la zona de unión del hub con la propia pala. Estas simplificaciones permiten la implementación de las ecuaciones de los modelos anteriormente presentados.

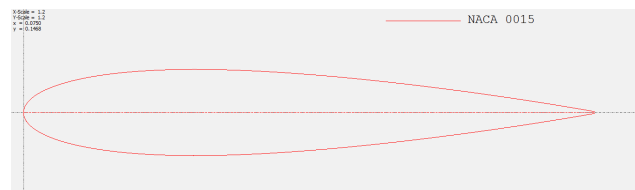


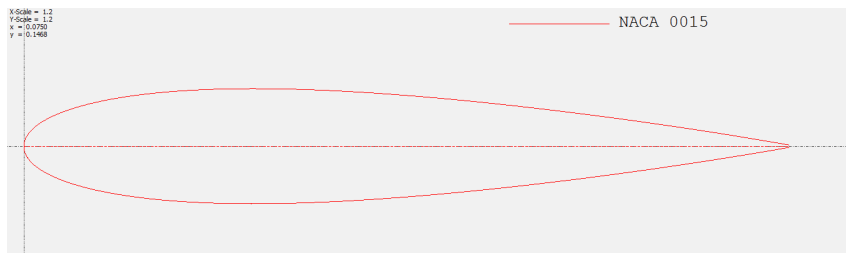
Figura 5.5 Pala.

5.2.2 Modelado aerodinámico

El modelo aerodinámico es muy importante a la hora de obtener resultados a partir de los modelos de teoría de helicópteros. Se ha usado el programa aerodinámico XFLR5 para obtener las principales características. Además, se ha adaptado una de las herramientas MATLAB de las que disponen en el departamento para el volcado de datos de la simulación del XFLR5 y la posterior obtención de los coeficientes de los polinomios que ajustan las variables aerodinámicas. En la Figura 5.6, se aprecia el perfil NACA 0015 en el programa XFLR5. Se han usado un total de 100 puntos para el mallado bidimensional del perfil.

Tabla 5.1 Geometría de la pala.

Parámetro	Valor
Cuerda	26.4 mm
Radio exterior	279 mm
Radio Hub	35 mm
Área discal	0.15
Número de palas	3
Perfil Aerodinámico	NACA 0015
Torsión	0°

**Figura 5.6** Perfil.

Una vez definida la geometría de la malla del perfil se seleccionará el rango de Reynolds en el cual se realizará el batch analysis. A partir de la simulación se ajustará las curvas $C_{l\alpha}$ y la polar del avión.

Modelo lineal de C_l y polar parabólica C_d

En cuanto al modelo del coeficiente de sustentación, se ha usado un modelo lineal de pendiente $C_{l\alpha}$ ajustado a las curvas obtenidas mediante simulación en el XFLR5. Además de la dependencia con el ángulo de ataque α se ha tenido en cuenta la dependencia de coeficiente de sustentación con el número de Reynolds. En este caso los coeficientes de los polinomios se han ajustado para un Reynolds característico de 48800 calculado a partir de valores característicos de velocidad y revoluciones.

$$C_l = \alpha_0 + C_{l\alpha} \alpha, \quad (5.30)$$

En la Figura 5.8, se aprecia como el modelo lineal es incapaz de predecir correctamente el comportamiento del coeficiente de sustentación simulado a bajo números de Reynolds en XFLR5. Aún así para ángulos pequeños el modelo lineal ajusta la tendencia de la curva del coeficiente de sustentación hasta llegar al ángulo de entrada en pérdida a partir de la cual las curvas divergen.

En la tabla ?? se muestra la dependencia del coeficiente de sustentación lineal $C_{l\alpha}$ con el número de Reynolds de los modelos simulados.

En cuanto al modelo de coeficiente de resistencia se va a utilizar un modelo de polar parabólica del tipo:

$$C_d = C_{d0} + kC_l^2 \quad (5.31)$$

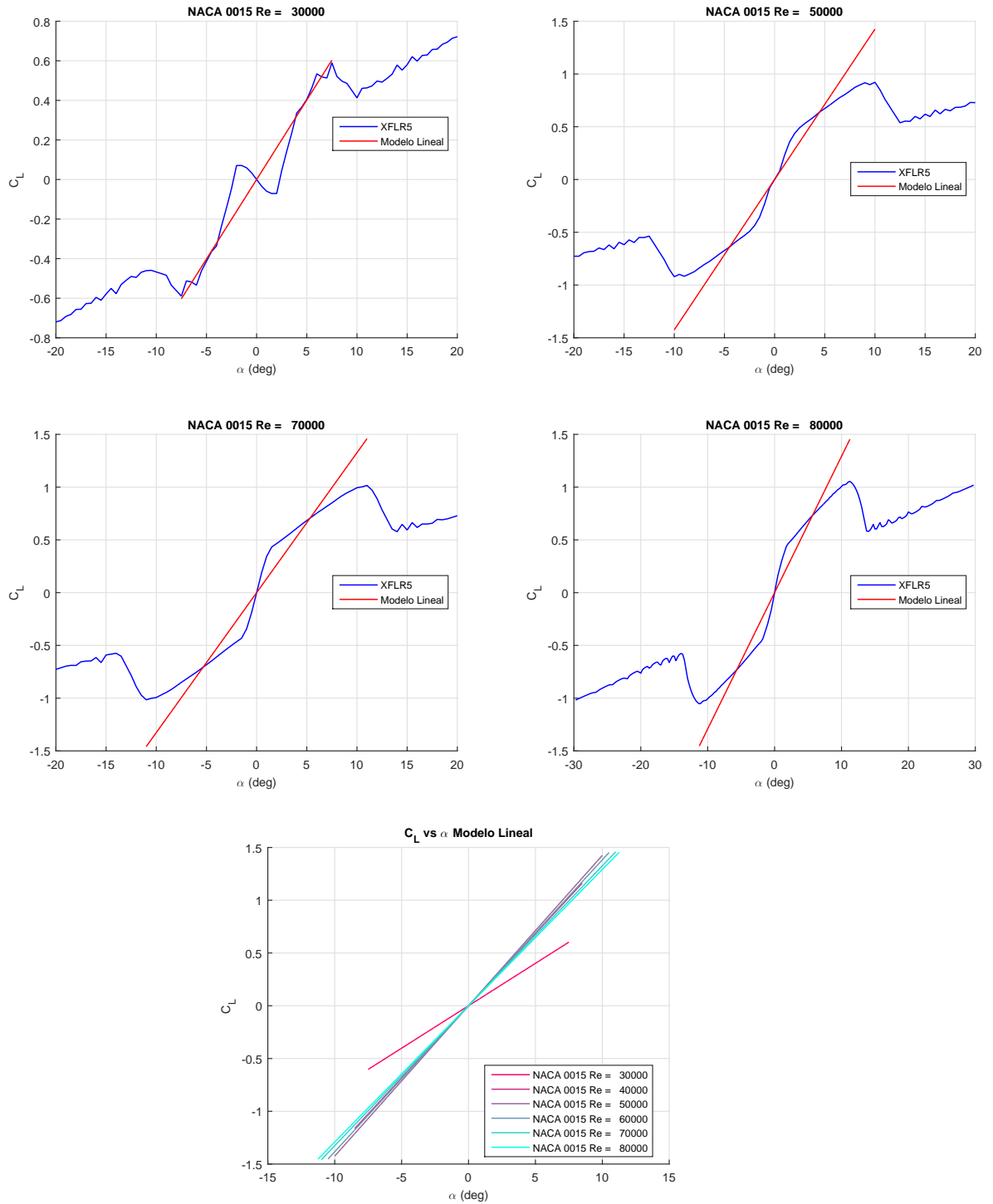


Figura 5.7 Modelo lineal C_l a partir de los datos obtenidos en XFLR5.

Modelo no polinómicos de C_l y C_d

Además de resultados utilizando los modelos polinómicos, se ha hecho uso de modelos no polinómicos en los que se tiene en cuenta la dependencia del coeficiente de sustentación y resistencia con el número de Reynolds. Se ha completado simulaciones en XFLR5 en modo batch hasta obtener una superficie para los coeficientes de sustentación y resistencia

Tabla 5.2 Dependencia de $C_{l\alpha}$ con Reynolds.

Número de Reynolds	$C_{l\alpha}$
30000	4.61
40000	7.83
50000	8.16
60000	7.93
70000	7.6
80000	7.4

Tabla 5.3 Dependencia de coeficientes C_{d0} y k de la polar con Reynolds.

Número de Reynolds	C_{d0}	k
30000	0.0365	0.1188
40000	0.0222	0.3351
50000	-0.0047	0.4007
60000	-0.0249	0.4166
70000	-0.0381	0.4471
80000	-0.0263	0.4016

en función del ángulo de ataque y número de Reynolds (Ver Figura 5.9). Se aprecia las curvas C_l y C_d frente a Reynolds comprendidos entre 10000 y 120000, y las superficies obtenidas con la unión de las curvas.

Para los teoremas de teorías de helicópteros se ha hecho uso de la interpolación sobre estas superficies para obtener valores de tracción y potencia.

5.3 Resultados de las simulaciones de los modelos

Para finalizar el capítulo se muestran algunos de los resultados obtenidos para cada modelo teórico. Se incluyen en las gráficas la evolución de variables a lo largo de la pala, destacando variables como inflow ratio, el ángulo de ataque de las palas o la tracción diferencial de cada perfil.

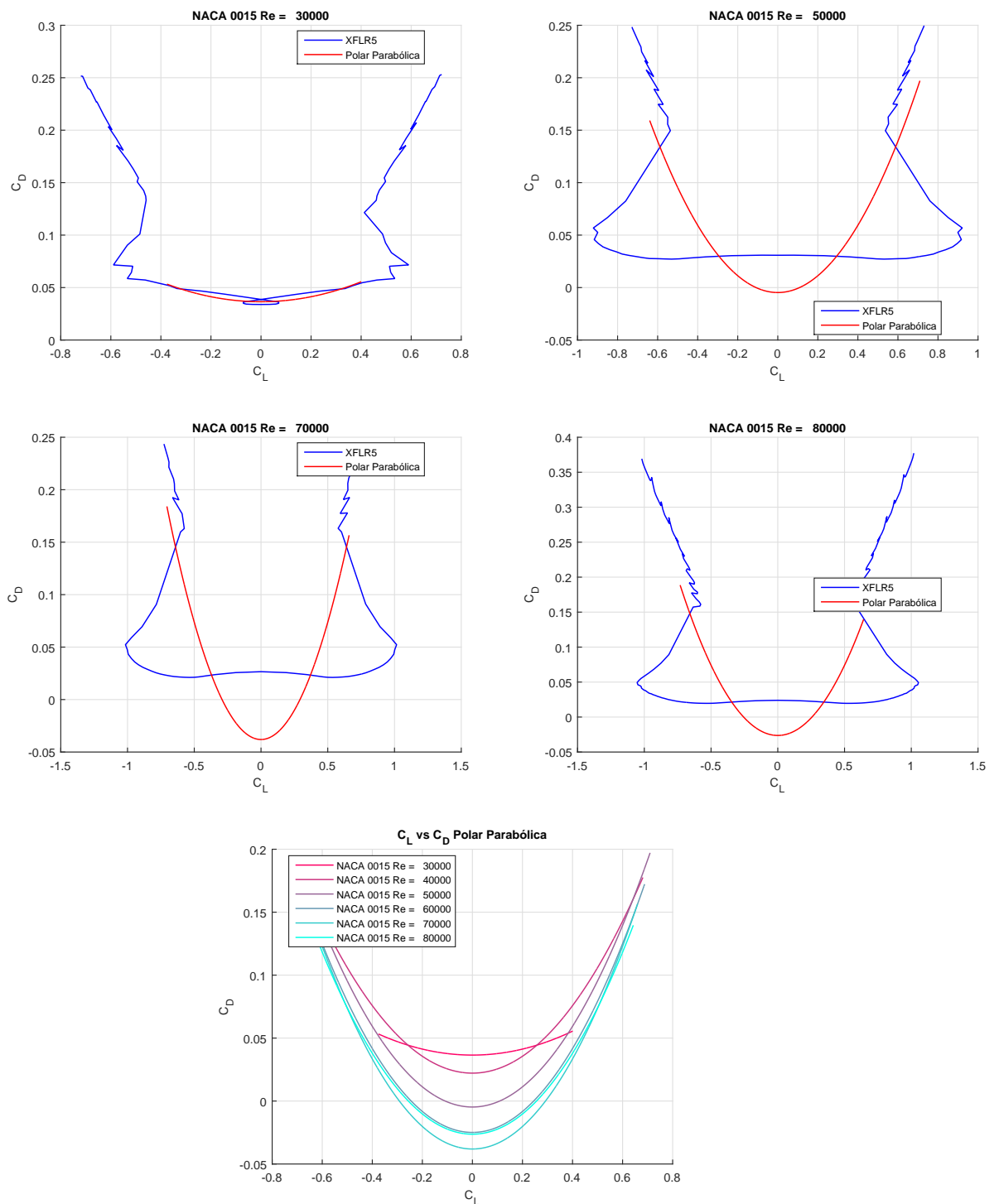


Figura 5.8 Modelo parabólico C_d a partir de los datos obtenidos en XFLR5.

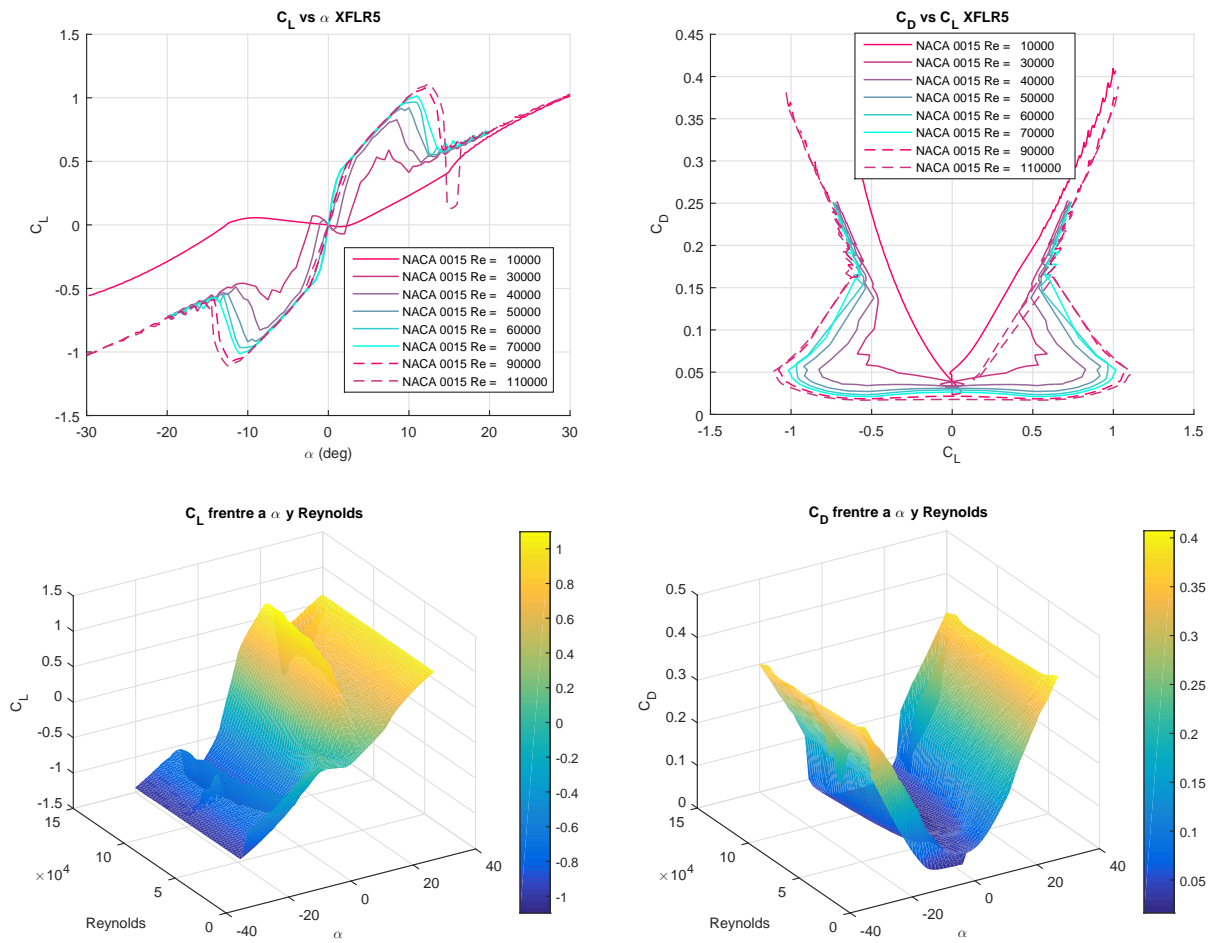


Figura 5.9 Superficies.

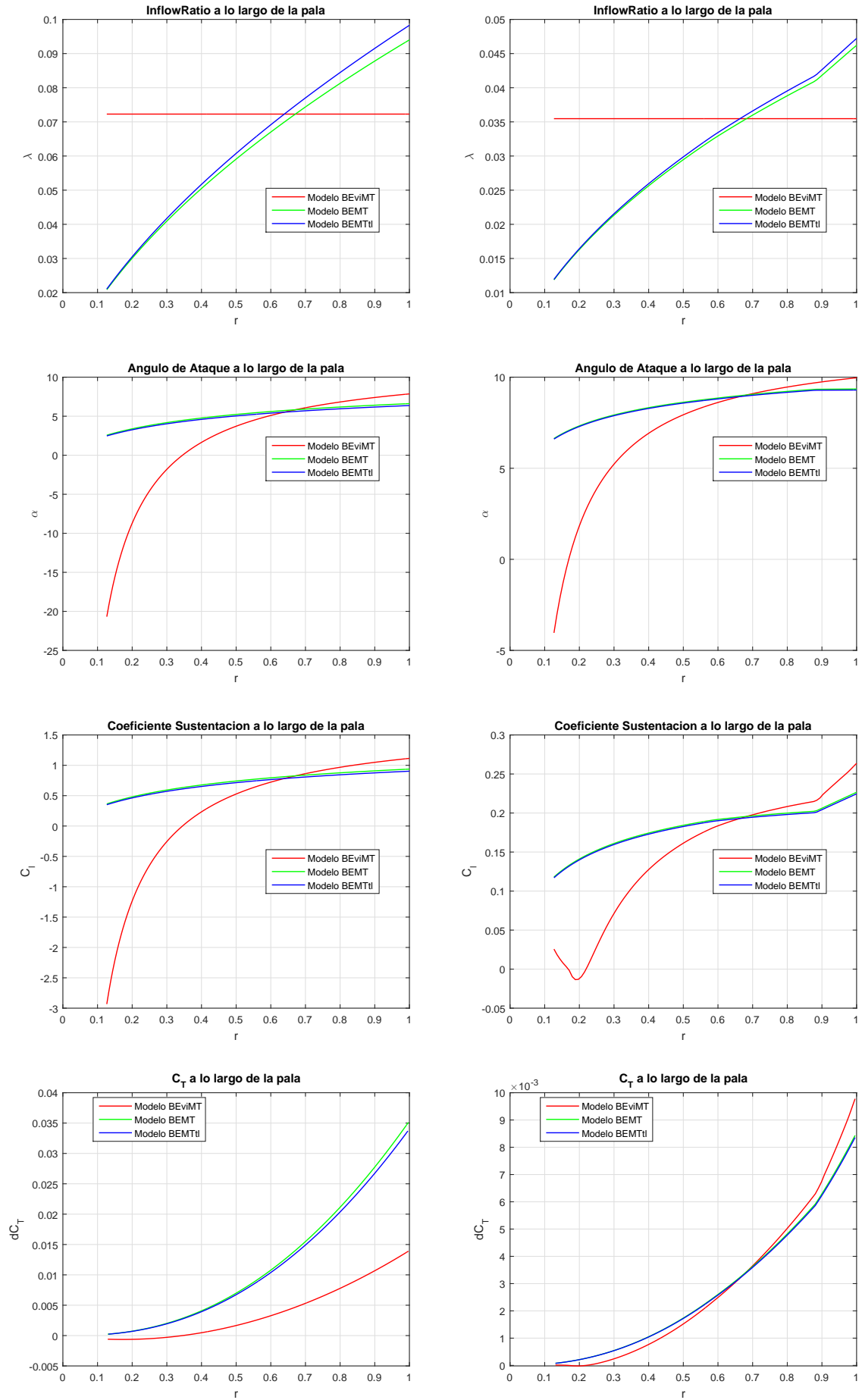


Figura 5.10 Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI15AP12).

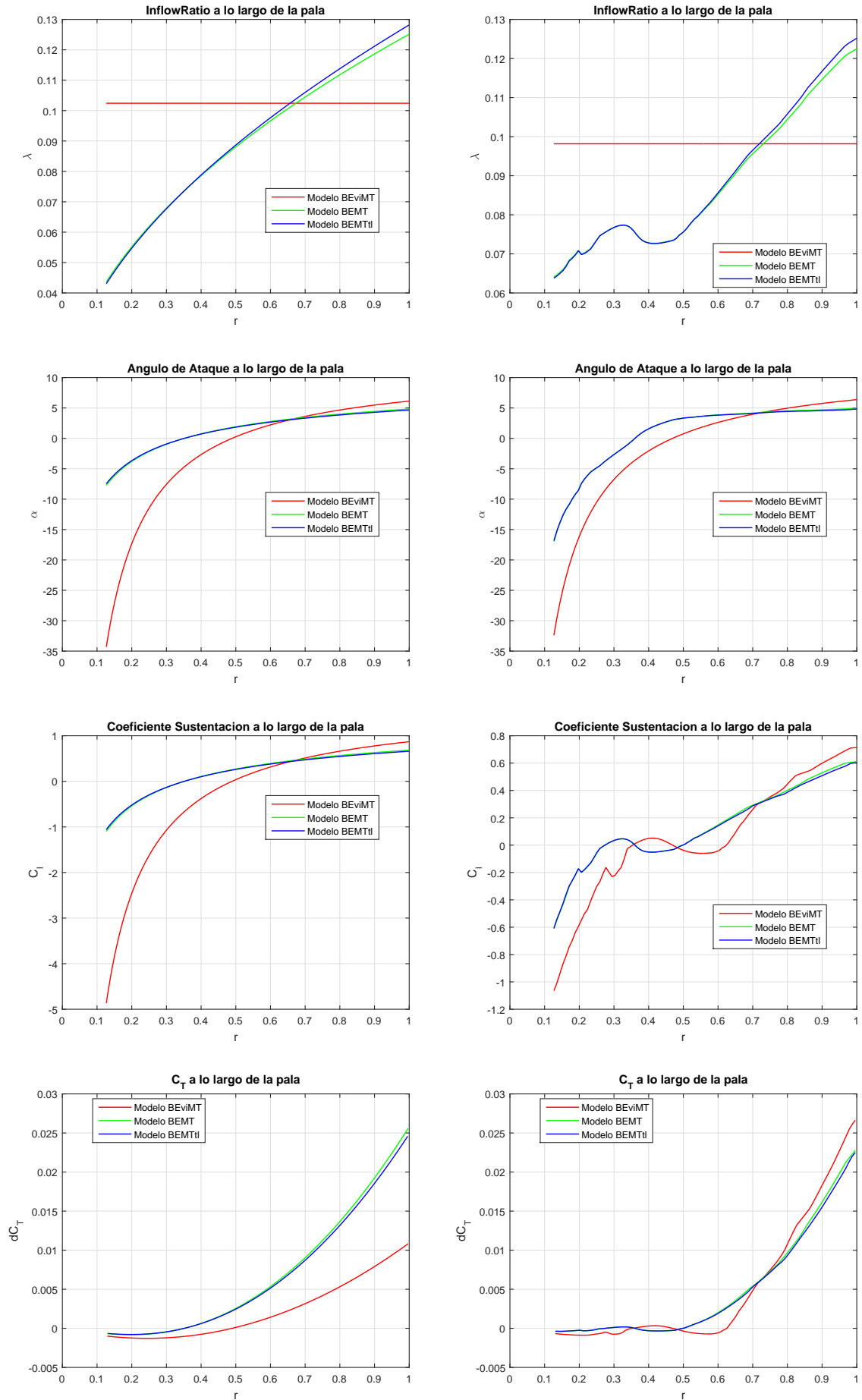


Figura 5.11 Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI15AP12).

6 Comparación de datos

Tras el modelado geométrico y aerodinámico de la pala junto con los modelos teóricos en el entorno *MATLAB*, se pasa a mostrar algunos de los resultados obtenidos. Para su comparación, se han usado los datos de los ensayos realizados con ángulo de incidencia nulo (correspondientes a la situación de vuelo axial ascendente) con ángulo de paso 12° . Se ha realizado únicamente comparación para la variable adimensional de coeficiente de tracción, dejando fuera del alcance de este proyecto la comparación del coeficiente de potencia.

6.1 Vuelo Axial Ángulo de Paso 12°

En primer lugar se ha representado los resultados obtenidos con los modelos de teorías de helicópteros con el modelo lineal de C_l . Junto a los datos teóricos se ha incluido los datos experimentales correspondientes a las CurvasAd_5, generadas a partir de puntos obtenidos en diferentes ensayos a igual ángulo de incidencia y paso.

En la Figura 6.1 se incluye el coeficiente de tracción frente a λ para los modelos teóricos descritos en el capítulo anterior junto con el ajuste polinómico a partir de los puntos de los ensayos. La tendencia de ambas curvas es similar presentando un offset ambas curvas. Las fuentes de errores son diversas. Como se ha visto en el capítulo anterior el modelo lineal no se ajusta demasiado bien a los datos de XFLR5 lo que introduce error en el modelo. Además están los errores de procesado e interpolación de los datos de los ensayos.

Sustituyendo el modelo lineal de C_l por una superficie dependiente de Reynolds y α los modelos teóricos parecen ajustarse mejor, sin embargo la tendencia de estas curvas difieren de la curvas de coeficiente de tracción obtenidos en los ensayos. La dependencia con el número de Reynolds del coeficiente de sustentación implica que las curvas de coeficiente de tracción presentan diferencias en función de la velocidad del flujo incidente ensayado ya que este influye en el número de Reynolds que ve el perfil. La comparación se ha realizado para valores característicos de 7,9 y 11 m/s de velocidad de flujo incidente.

En las Figuras 6.2, 6.3 y 6.4 se compara los datos empíricos con los modelos Teorema de Elemento de Pala con velocidad inducida del Teorema de Cantidad de Movimiento, Teorema de Elemento de Pala combinada con Teorema de Cantidad de movimiento y

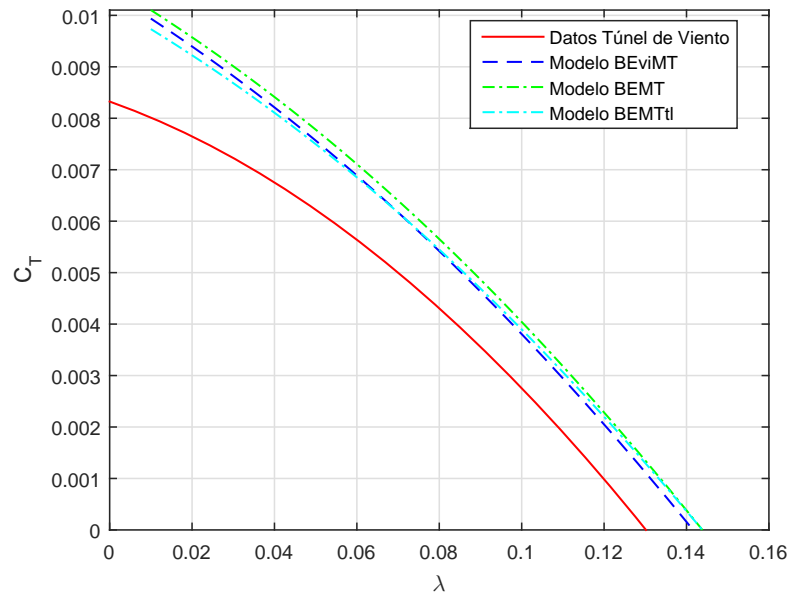


Figura 6.1 Comparación datos de ensayos con modelos teóricos de helicópteros con modelo lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12° .

Teorema de Elemento de Pala combinada con Teorema de Cantidad de movimiento con pérdida en punta de pala.

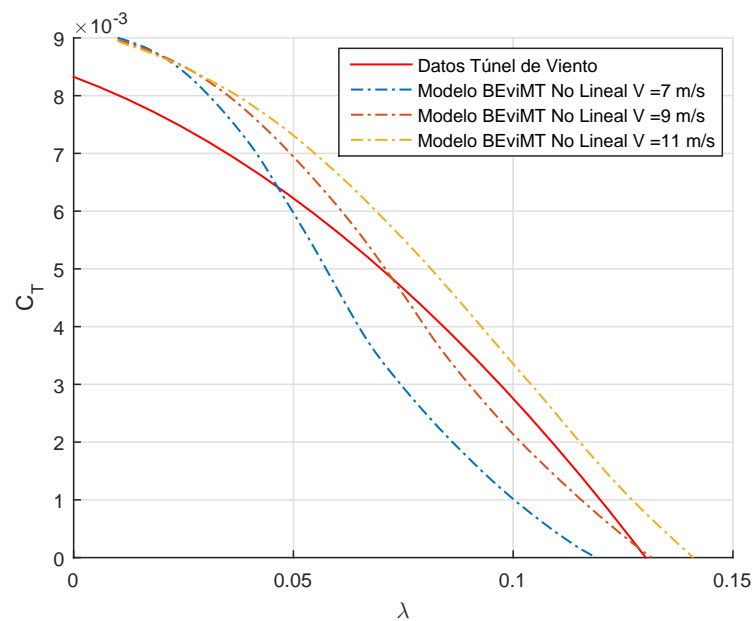


Figura 6.2 Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala con velocidad inducida del Teorema de Cantidad de Movimiento usando un modelo no lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12° .

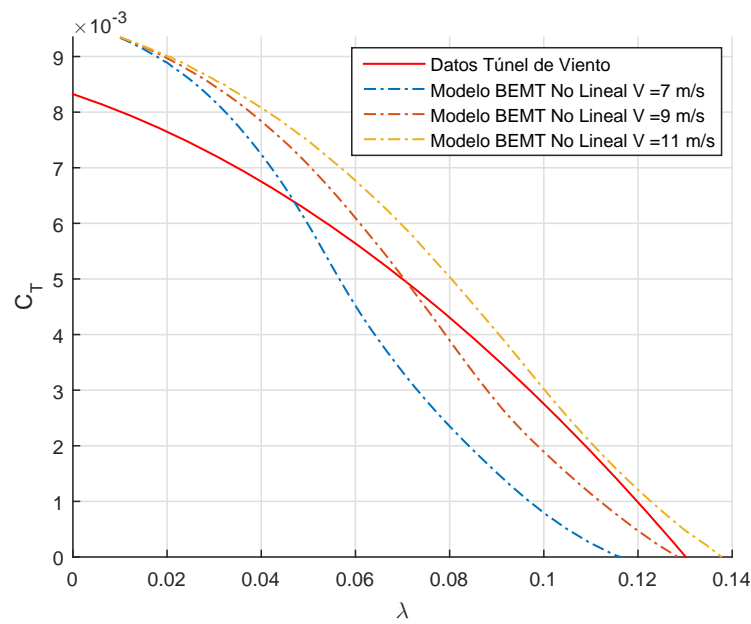


Figura 6.3 Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala y Teorema de Cantidad de Movimiento combinada usando un modelo no lineal de C_l en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°.

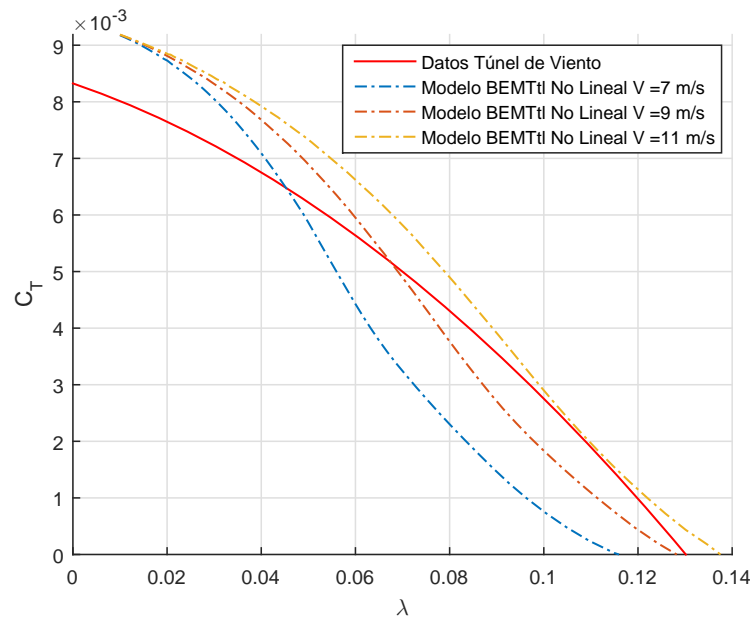


Figura 6.4 Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala y Teorema de Cantidad de Movimiento combinada con pérdida de punta de pala usando un modelo no lineal de C_l en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°.

7 Conclusiones

En líneas generales, los principales objetivos marcados a la hora de iniciar el proyecto se han alcanzado. Por un lado, se ha desarrollado una herramienta que permite el procesado y visualización de datos, con muchos procesos automatizados. Esto permitirá llevar a cabo campañas más extensas en cuanto a la obtención de datos, centrándose en el análisis de los resultados en vez del propio procesado. Además, a partir de los datos almacenados de forma ordenada, podría ser el punto de partida para análisis acerca del consumo eléctrico o del sistema propulsor pudiendo generar modelos que permiten profundizar en el estudio de estas tecnologías.

Además, gracias al desarrollo de los modelos teóricos utilizando teoremas de helicópteros, se ha conseguido validar algunos de los resultados mediante la comparación con los resultados generados durante los ensayos del túnel de viento. Se han obtenidos buenos resultados para la comparación de tracción y coeficiente de tracción, mientras que el desarrollo y comparación de potencias se deja para posteriores análisis.

Tras el desarrollo del trabajo, se han localizado algunas partes susceptibles de mejora relacionadas tanto con la metodología de los ensayos en túnel de viento como con el desarrollo de la herramienta RAPTOR. Se pasa ahora a describir los campos de mejoras atendiendo según esta división.

7.1 Recomendaciones relativas a la metodología de los ensayos realizados

Se proponen alguna de las siguientes puntos de mejora relacionado con la metodología de ensayos para el desarrollo futuro del proyecto:

1. Para perfeccionar y hacer más robustos los algoritmos de la herramienta RAPTOR, sería necesario realizar campañas de ensayos amplias que generen un número mayor de datos, aumentando el número de ángulos de paso e incidencia ensayados como el de potencias del túnel seleccionadas. Además esto permitirá seguir desarrollando el módulo de interpolación en velocidad (cuanto mayor sea el número de ensayos a distinta potencia de los ventiladores del túnel mayor número de puntos se tendrán a la hora de obtener las curvas).

2. La realización de mediciones de velocidad del túnel del viento mientras se realiza cada uno de los ensayos, supondría la generación de dos archivos por ensayos, un CSV asociado a las medidas de los sensores y centralizados por la placa de RCBenchmark y un fichero .mat con las medidas de velocidad proporcionadas por el pitot instalado en el túnel de viento. A la hora del procesado no supondría un gran esfuerzo, debido a que las rutinas de búsqueda de archivos en las carpetas y subcarpetas están ya implementadas, permitiendo obtener valores más fiables de velocidad incidente.
3. A la hora de realizar los ensayos a velocidad incidente, un mayor número de escalones permitirían una mejor caracterización de las variables, lo que supondrá una mejora en las curvas obtenidas resultados de las interpolaciones. Además, regiones como la de autorrotación quedarían mejor definidas pudiendo establecer criterios robustos para su eliminación.
4. Existen alternativas a la caracterización de la resistencia realizada para este proyecto durante los ensayos del sistema propulsor, como puede ser el tarado de las células de carga justo antes de iniciar el ensayo (ya con la velocidad del túnel de viento incidiendo sobre la bancada). Sería interesante el estudio de las alternativas con el objetivo de mejorar el cálculo del empuje neto.
5. Antes de realizar una nueva campaña de ensayos, se recomienda completar un estudio de sensibilidad de los parámetros de control que permita concentrar los ensayos en regiones específicas.

7.2 Recomendaciones relativas a la herramienta RAPTOR

En cuanto al desarrollo de la herramienta RAPTOR, se plantean puntos a mejorar o susceptibles de cambiar por procesos más automatizados:

1. Con la intención de desarrollar en mayor profundidad las capacidades de personalizar el procesado por parte del usuario, se podría generar un módulo donde definir propiedades como los grados del polinomio o el número de puntos a evaluar para generar las curvas tras la interpolación.
2. Actualmente, la herramienta está desarrollada para un número de escalones prefijado, que en este caso son 7. La detección del número de escalones realizado durante el ensayo supondría una mejora en cuanto a la versatilidad y automatizado de RAPTOR.
3. La robustez de los algoritmos para la eliminación de puntos en autorrotación, no ha podido ser demostrado debido a la escasez de puntos de los que se disponía en los ensayos, siendo en el mejor de los casos 7. Con la realización de una campaña de ensayos donde el barrido tanto en revoluciones como en el número de ensayos a potencias del túnel diferente sea mucho más amplio, permitirá seguir mejorando los algoritmos, adaptándolos a los datos generados en los ensayos. Principalmente debería revisarse la eliminación de puntos en autorrotación y la interpolación en velocidad ya que cuanto mayor sea el número de ensayos, mayor cantidad de puntos disponibles para esta interpolación.

Apéndice A

Módulos de procesamiento de datos

A.1 Función CreacionBaseDatos.m

La función tiene tres inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico y un directorio del tipo string. Esta función comprueba si en el directorio existe un fichero BaseDatos.mat de igual tipo al generado por RAPTOR y en el caso de que no exista, lo crea almacenando en él un struct con los campos de incidencia y paso. En este fichero se almacenarán los datos generados por todos los módulos. En el caso de que exista el fichero previamente, los módulos sobrescribirán o añadirán datos dependiendo si en el struct ya existen los campos de incidencia y paso seleccionados.

A.2 Función datos.m

La función tiene como inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico y un directorio de entrada y otro de salida introducidos con variables del tipo string.

El directorio de entrada será la carpeta en la cual estarán almacenados los datos generados durante los ensayos del túnel del viento. Es fundamental que dentro de esta carpeta, los ficheros se organicen según las estructuras de subcarpetas ya descrita en la sección 3.4 (3.17). En el directorio de salida se guardará el .mat con el struct que contiene la información generada. Durante la ejecución de la función se siguen los siguientes pasos(ver Figura A.2):

1. A partir del directorio de entrada y los ángulos de incidencia y paso, se buscan los archivos generados en ensayos a distintas velocidades del túnel de viento pero a igual ángulo de incidencia y paso que los introducidos como inputs. Remarcar la importancia de almacenar los datos primitivos con la estructura de directorios explicada en el apartado 3.4 (Ver 3.17). Se genera un vector de longitud Nensayos, ver diagrama de la Figura A.2, que contiene los porcentajes de potencia del túnel de viento de los CSV generados durante los ensayos y almacenados en la carpeta correspondiente.
2. Realizado el paso anterior, se repetirán el siguiente grupo de operaciones para cada archivo generado hasta Nensayos:

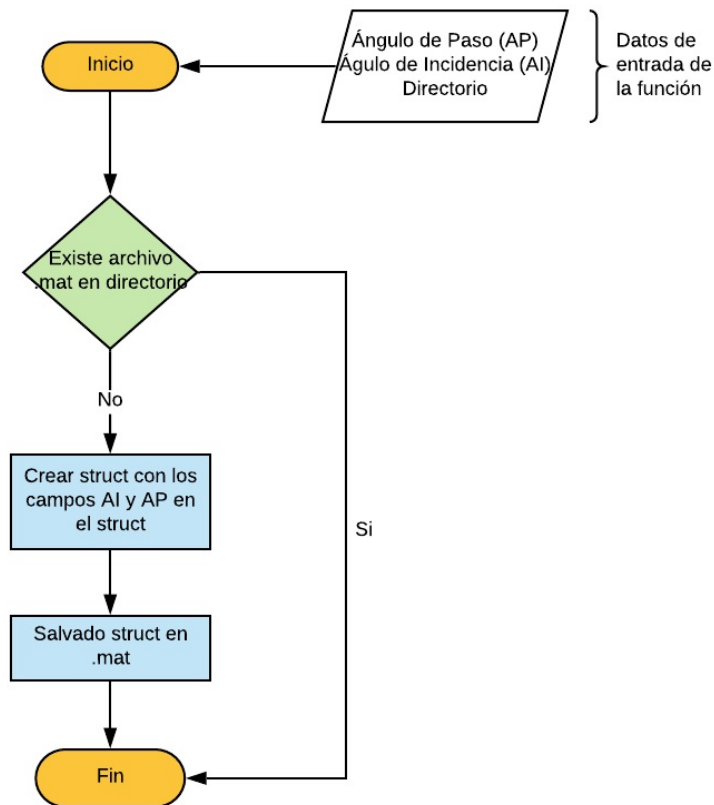


Figura A.1 Diagrama de flujo función CreacionBaseDatos.

- a) Se importarán todos los datos del ensayo mediante la función *importall*
- b) Se sumará la resistencia obtenida durante los ensayos específicos para obtener el empuje neto del sistema propulsor (Sección 3.1.4). Estos datos se irán almacenando en el cell array DatosTunel_1, añadiéndose columnas por cada fichero CSV importado. Por tanto, cada columna corresponde a un ensayo realizado a distinta potencia del túnel de viento
- c) Se seleccionan los puntos pertenecientes a distintos escalones mediante la función *limitesesc*. Permite seleccionar el número de puntos a descartar al principio y final de cada escalón, a fin de eliminar cualquier periodo transitorio entre escalones. Para los resultados de este proyecto se han eliminado 15 y 4 puntos a principio y final del escalón respectivamente. En caso de querer modificar este parámetro, habría que hacerlo en la propia función datos. Como resultado de este proceso, se obtienen el cell array DatosTunel_2, con los puntos utilizados para obtener valores medios de cada escalón
- d) Se realiza la media de cada escalón, utilizando los puntos seleccionados con anterioridad. Como resultado se obtienen 7 puntos promedio de cada variable almacenadas en DatosTunel_3. En el caso de realizar ensayos con un mayor número de escalones, será necesario revisar esta parte de la función *datos*
- e) Se eliminan los puntos de autorrotación existentes tras analizar los datos obtenidos (sección 3.3.1). Para ello se hizo uso del cálculo de pendiente para la variable par entre puntos a RPM bajas. El criterio para la eliminación se

realizó de manera empírica, tras analizar los datos previos. Como resultado, se obtiene el cell array DatosTunel_4.

- f) Por último, debido a problemas encontrados en el momento de interpolar las variables frente a revoluciones (sección 3.3.1), se promedia aquellos puntos a altas revoluciones que tiene valores similares (salto de RPM $<0.5\%$). Este fenómeno se debe a la incapacidad de generar mayores revoluciones por parte del sistema propulsor a pesar de aumentar la señal de control PWM. El resultado se almacena en DatosTunel_5

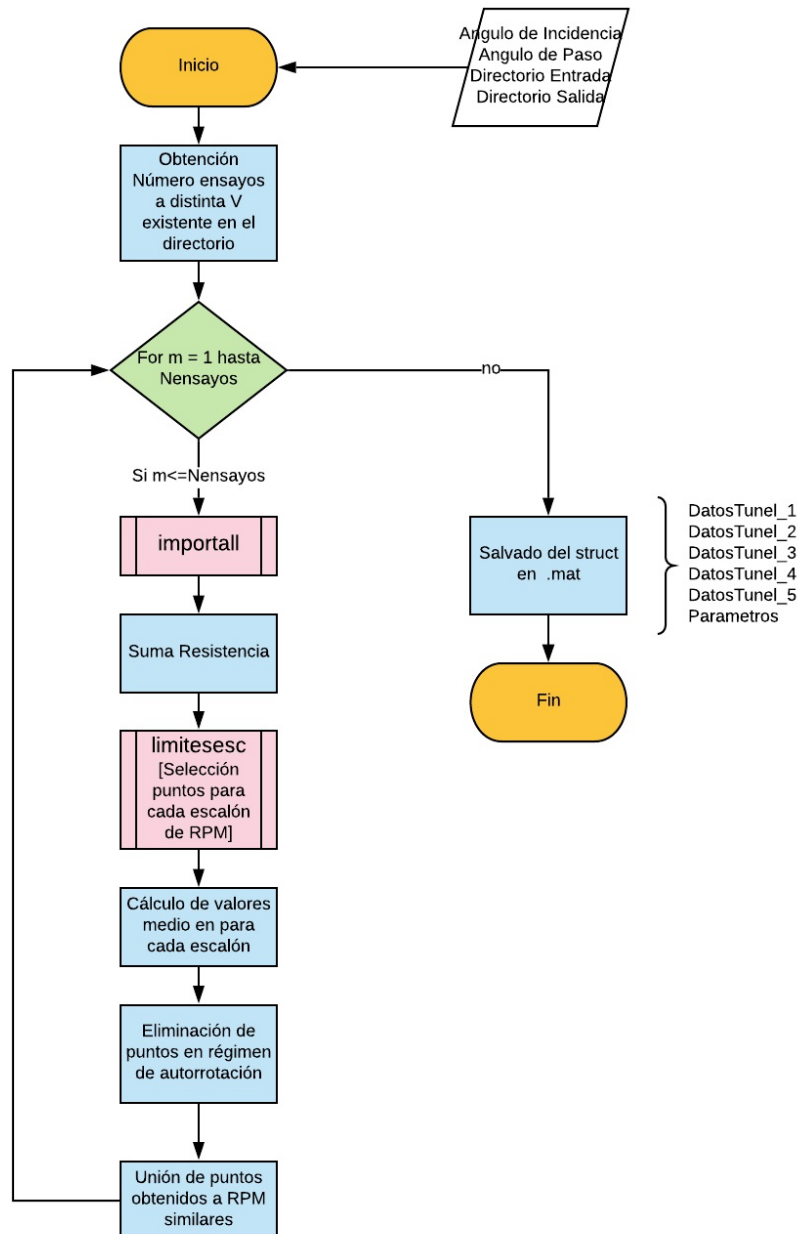


Figura A.2 Diagrama de flujo función datos.

Reiterar que a cada columna del cell array se corresponde con datos de un ensayo realizado a una potencia diferente en el túnel de viento pero igual ángulo de paso e

incidencia.

A.3 Función *interpolacionRPM.m*

La función tiene como inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico y un directorio de salida introducido como variable del tipo string. Se presenta el diagrama de flujo que explica el modulo *interpolacionRPM.m* (Figura A.3)

1. Se carga el struct almacenado en el .mat, concretamente los campos de incidencia y paso para tener disponible los datos generados en la función *datos*
2. Se realiza una secuencia de operaciones para cada una de las columnas de los cell array *DatosTunel_1/2/3/4/5* , que corresponde a ensayos a diferente potencia del túnel de viento
 - a) Se interpola utilizando el método PCHIP(Piecewise Cubic Hermite Interpolating Polynomial) usando los puntos de *DatosTunel_3/4/5*
 - b) Se almacena en cells array los interpoladores (*interpodardorRPM_1/2/3*)
 - c) Los polinomios son evaluados en *g* puntos comprendidos entre el mínimo y máximo de revoluciones alcanzadas en cada ensayo y almacenados en las columnas de cell arrays *CurvasRPM_1/2/3*
3. Para terminar se añade estas variables al struct del .mat guardado en el directorio de entrada

A.4 Función *interpolacionV.m*

La función tiene como inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico y un directorio de salida introducido como variable del tipo string. Los paso incluidos en el diagrama de flujo de la Figura A.4 son:

1. Se carga el .mat existente en el directorio de salida
2. A partir de los datos generados en *interpolacionRPM* se calcula los puntos disponibles para cada intervalo de RPM en función del número de ensayos a distinta potencia del túnel pero igual ángulo de incidencia y paso. Mediante la variable *Flag* se define si existen RPM seleccionadas para la interpolación o si no se da el número mínimo de puntos establecidos para realizar la interpolación
3. En caso de haber seleccionado un conjunto de revoluciones para hacer la interpolación, se obtendrán los valores de las variables a las revoluciones seleccionadas (*DatosV*)
4. Por último, se evalúa en *g* puntos los polinomios con velocidades comprendida entre el máximo y mínimo de velocidad del túnel
5. Una vez realizado este proceso para todas las revoluciones seleccionadas, se guardarán estos cells array en el struct almacenado en el directorio.

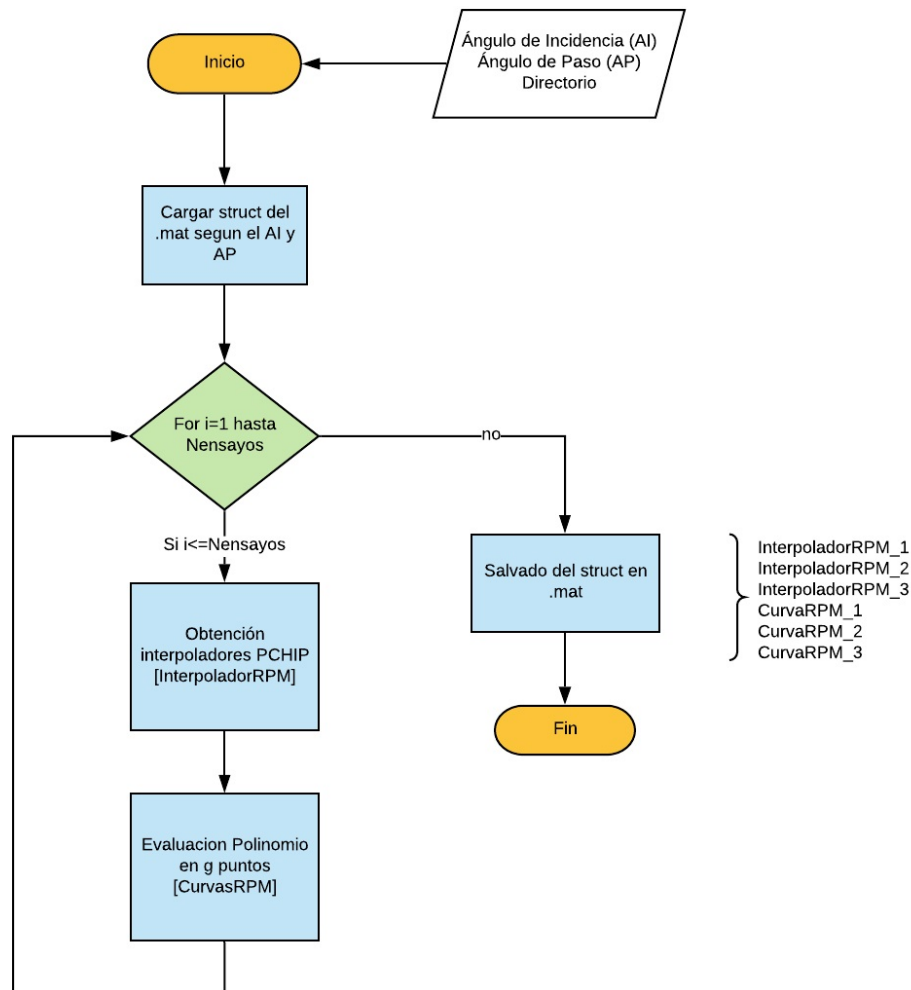


Figura A.3 interpolacionRPM.

Reiterar que cada columna corresponde a datos a las revoluciones fijadas, presentando curvas del tipo variable frente a la velocidades del túnel de viento que incluyen datos obtenidos en diferentes ensayos, es decir, diferentes CSV.

A.5 Función superficies3D.m

La función tiene como inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico y un directorio de salida introducido como variable del tipo string.

Con esta función se cargan los datos generados en la función *interpolaciónRPM* a través del struct almacenado en el archivo .mat. Concretamente, se cargan los cells array según los campos de incidencia y paso seleccionados.

Posteriormente se crea un grid uniendo puntos de los distintos ensayos a potencia del túnel distintas.

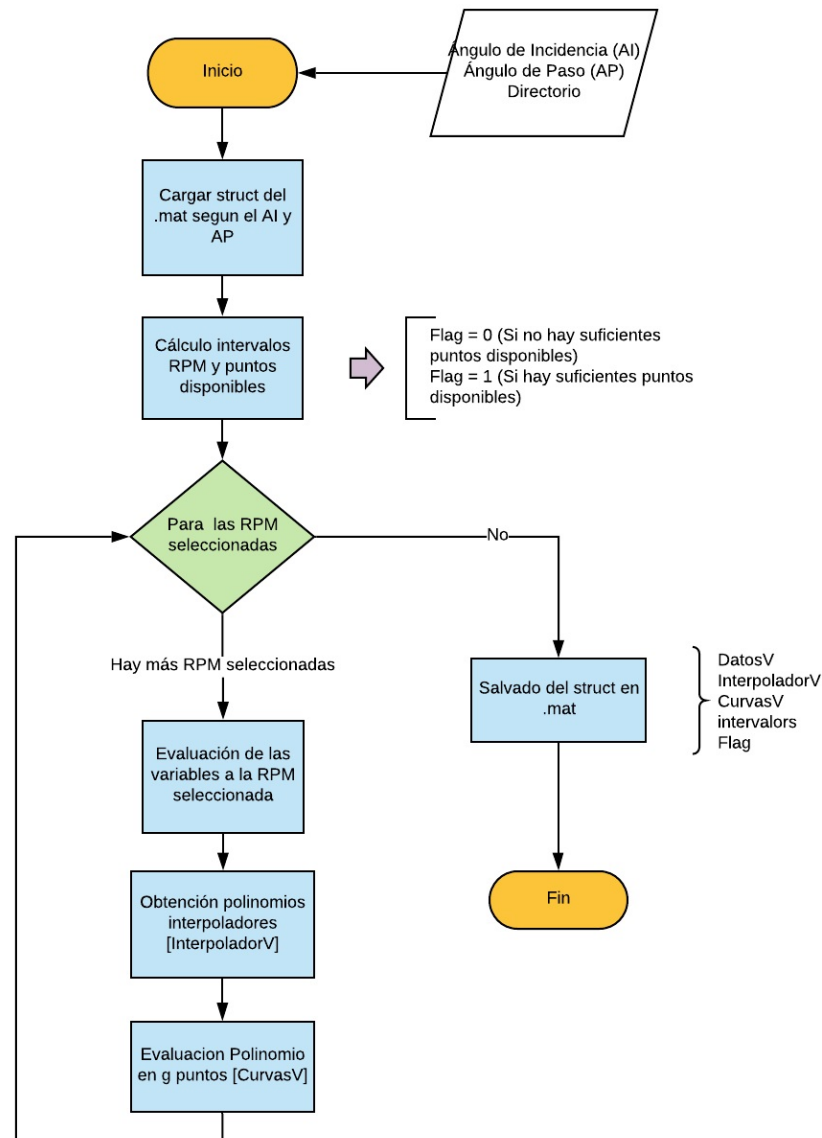


Figura A.4 interpolacionV.

A.6 Función curvasadimensionales.m

La función tiene como inputs: ángulos de incidencia y de paso que son variables del tipo numérico, un directorio de salida introducido como variable del tipo string y una variable booleana, Flag, que indica si para este ángulo de incidencia y paso se ha realizado interpolación en velocidad.

1. Se definen los grados de los polinomio interpoladores de las variables adimensionales que se van a calcular. Se definen los siguientes grados: grado de Ct; grado de Cp (o lo que es lo mismo para la adimensionalización realizada, Cq) y grado de η_{mec}
2. A continuación se pasa a cargar los datos generados en módulos anteriores, almacenados en los campos del struct del .mat. Para esta función, serán necesarios los DatosTunel_5, CurvasRPM_2, CurvasRPM_3 y CurvasV.

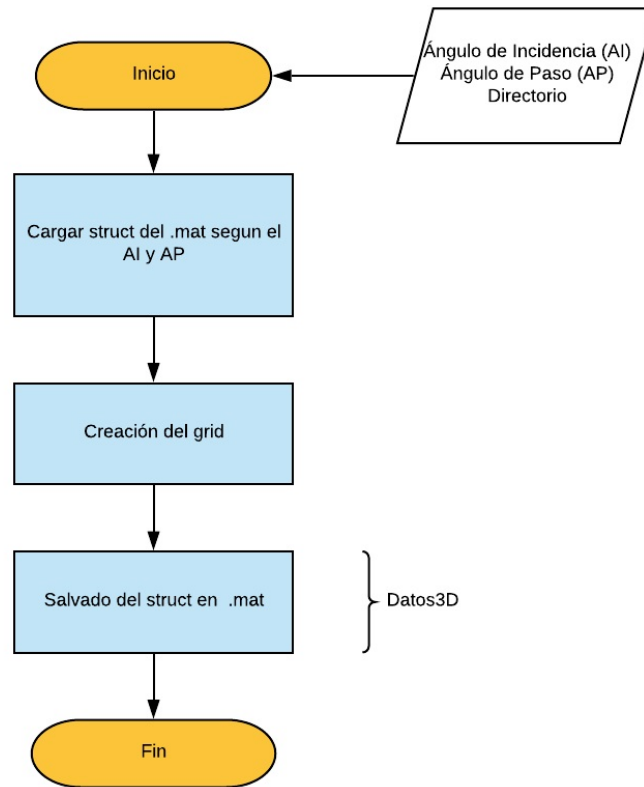


Figura A.5 interpolador3D.

3. Se inicia el proceso de adimensionalización, interpolación y evaluación del polinomio para la obtención de curvas que consta de los siguientes bloques:

- Se adimensionaliza los datos para los Nensayos (número de ensayos realizados a distinta velocidad del túnel de viento) almacenados en las columnas de los cells arrays `CurvasRPM`. Tras el barrido de las columnas, se obtiene las variables `DatosAd_1` y `DatosAd_2`, que contienen los puntos de `CurvasRPM` adimensionalizados con los que se pasa a la interpolación polonómica (`InterpoladorAd_1` y `InterpoladorAd_2`) y a la evaluación del polinomio con valores comprendidos entre el mínimo y máximo de λ (`CurvasAd_1` y `CurvasAd_2`). Este proceso se repite para los datos `DatosTunel_5`, con el objetivo de obtener curvas que permitan cuantificar el efecto de la interpolación previa realizada para obtener las `CurvasRPM`
- A continuación se obtendrán curvas a partir de los datos interpolados frente a velocidad, en el caso de que se hayan podido generar en *interpoaciónV* (variable booleana `Flag`). Se repite el mismo proceso que en el bloque anterior pero en este caso cada columna contiene un set de datos a una un mismo valor de revoluciones. Obtendremos las variables `DatosAd_3` (datos que provienen de `CurvasV` adimensionalizados), `InterpoladorAd_3` (interpolador polinómico de los `DatosAd_3`) y `CurvasAd_3` (evaluación del polinomio `InterpoladorAd_3` entre el mínimo y máximo de λ).

- Finalmente, para evitar los efectos de la interpolación intermedia realizada ya sea en revoluciones o en velocidad, se realiza la unión de todos los puntos obtenidos en ensayos a diferente potencia del túnel de viento pero igual ángulo de incidencia y paso (datos de las columnas de DatosTunel_5). Se procede a su adimensionalización, interpolación polinómica y evaluación, DatosAd_5, InterpoladorAd_5 y CurvasAd_5 respectivamente.

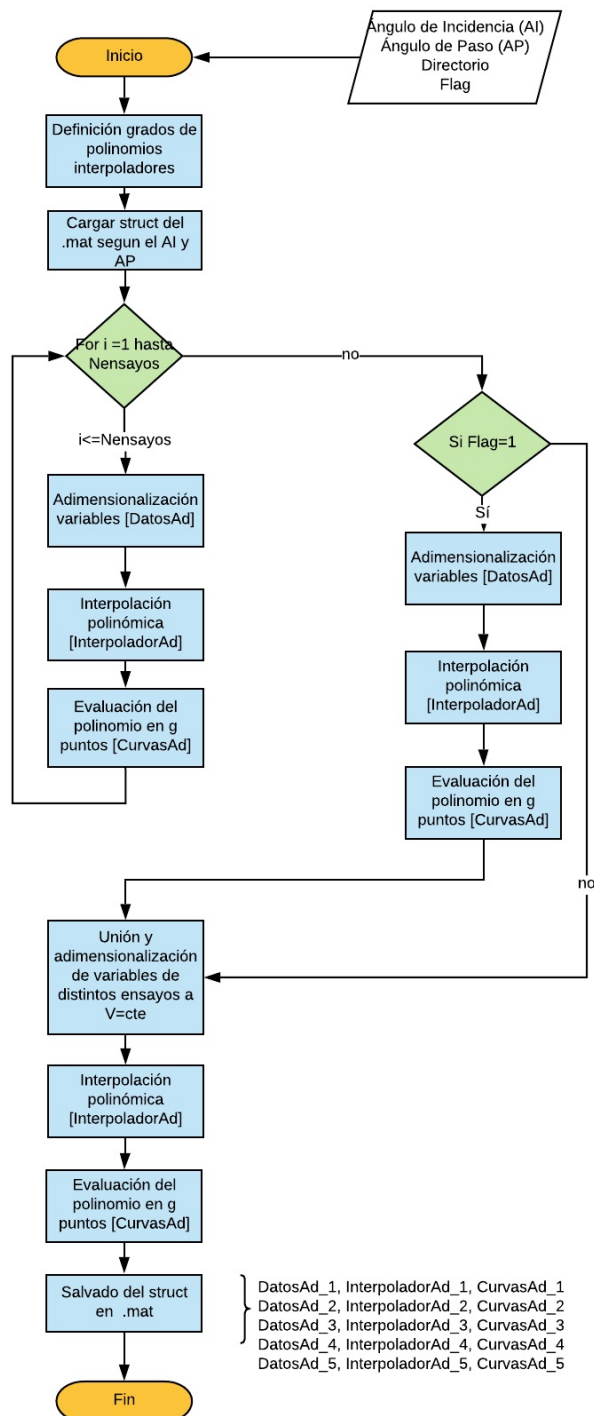


Figura A.6 curvasadimensionales.

Índice de Figuras

1.1	Proyecto HADA y proyecto ARCAS de izquierda a derecha	2
1.2	Aeronaves con ala giratoria. De izquierda a derecha y de arriba a abajo, autogiro, helicóptero, girodino y convertiplano	3
1.3	Transcendental Model 1-G	3
1.4	Bell XV-3 y Bell XV-15	4
1.5	V22-Osprey	4
1.6	Concepto Tilt-Rotor	5
1.7	Concepto Tilt-Rotor	6
2.1	Aeronave Céfiro	10
2.2	Imagen de la bancada	11
2.3	Bancada Raimundo	11
2.4	Lugar y equipo de trabajo de la bancada	12
2.5	Variables en tiempo real en la aplicación de RCBenchmark	12
2.6	Bancada RCBenchmark	13
2.7	Placa electrónica 1580 de RCBenchmark	13
2.8	Imagen Bancada de David Barea	14
2.9	Configuración de la bancada de David Barea	14
3.1	Tubo de pitot y el interfaz de la herramienta interfazDPI actualizada	16
3.2	Estación meteorológica portátil	17
3.3	Placa electrónica de RCBenchmark con el conexionado necesario	18
3.4	Perfil escalonado y continuo de revoluciones	20
3.5	Ensayo con barrido continuo de revoluciones. Medidas de RPM y tracción asociadas	21
3.6	Ensayo con barrido escalonado de revoluciones. Medidas de RPM y tracción asociadas	21
3.7	Velocidades del flujo incidente según la potencia de control seleccionada	22
3.8	Ejemplo de barrido de RPM en un ensayo (AI 90 , AP 8)	23
3.9	Barrido de RPM y Tracción en un ensayo (AI60AP8)	24
3.10	Barrido de caracterización de la resistencia de la estructura sin palas	24
3.11	Esquema de la herramienta	32
3.12	Medidas de intensidad durante un ensayo, junto con los puntos una vez eliminado el transitorio y con el valor medio en cada escalón(AI60AP8)	33

3.13	Diferencias en las interpolaciones de las curvas frente a revoluciones (AI0-AP12) (AI15-AP12)	34
3.14	Interpolación en revoluciones CurvasRPM_3 para las variables; Tracción, Par y Voltaje.(AI30AP8) (AI60AP8)	35
3.15	Interpolación en velocidad para las variables; Par, Potencia mecánica y tracción.	37
3.16	Estructura del -struct que almacena los datos	38
3.17	Estructura del -struct que almacena los datos.	39
4.1	Comparación de las variables Mechanical Power con Potencia Mecánica y Electrical Power con Potencia Eléctrica para el caso de AI=0° y AP=12° a 11 m/s de velocidad de flujo incidente	42
4.2	Comparación de las variables Mechanical Power con Potencia Mecánica y Electrical Power con Potencia Eléctrica para el caso de AI=45° y AP=8° a 15 m/s de velocidad de flujo incidente	42
4.3	Evolución de las variables de Par y Mechanical Power proporcionadas por la placa RCBenchmark para el caso de AI=45° y AP=8° con velocidad del flujo incidente de 15 m/s	43
4.4	Tracción, Par, Voltaje, Intensidad, Potencia Mecánica y Potencia Eléctrica frente a RPM (AI30AP8)	44
4.5	Tracción, Par, Potencia Mecánica , Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI0AP12)	45
4.6	Tracción, Par, Potencia Mecánica , Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI45AP12)	46
4.7	Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_2, AI=15° AP=12°	48
4.8	Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_3, AI=30° AP=8°	49
4.9	Ajuste de coeficiente de tracción, potencia y rendimiento mecánico para CurvasAd_4, AI=90° AP=12°	50
4.10	Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V AI=0° AP=12°)	51
4.11	Coeficientes de tracción, par (potencia) y rendimiento mecánico para las CurvasAD_2 a la izquierda (a partir de las curvas variables-RPM) y CurvasAD_3 a la derecha (a partir de las curvas variables-V) AI=0° AP=12°	52
4.12	Coeficientes de tracción, par (potencia) y rendimiento mecánico para las CurvasAD_2 a la izquierda (a partir de las curvas variables-RPM) y CurvasAD_3 a la derecha (a partir de las curvas variables-V) AI=75° AP=8°	53
4.13	Coeficientes de tracción, potencia y rendimiento mecánico para los ángulos de incidencia ensayados con ángulo de paso 12° y 8° a la derecha (CurvasAd_5))	54
4.14	Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V, AI=15° AP=12°	55
4.15	Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V, AI=75° AP=8°	56
5.1	Ensayo de vuelo axial en túnel de viento	57
5.2	Volumen de control para el TCM	59
5.3	Regímenes de funcionamiento en vuelo axial para la TCM	60

5.4	Fuerzas aerodinámicas y ángulos en un perfil bidimensional	60
5.5	Pala	66
5.6	Perfil	67
5.7	Modelo lineal C_l a partir de los datos obtenidos en XFLR5	68
5.8	Modelo parabólico C_d a partir de los datos obtenidos en XFLR5	70
5.9	Superficies	71
5.10	Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI15AP12)	72
5.11	Tracción, Par, Potencia Mecánica, Potencia Eléctrica y Potencia útil frente a V (AI15AP12)	73
6.1	Comparación datos de ensayos con modelos teóricos de helicópteros con modelo lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°	76
6.2	Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala con velocidad inducida del Teorema de Cantidad de Movimiento usando un modelo no lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°	76
6.3	Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala y Teorema de Cantidad de Movimiento combinada usando un modelo no lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°	77
6.4	Comparación datos de ensayos y curvas del Teorema de Elemento de Pala y Teorema de Cantidad de Movimiento combinada con pérdida de punta de pala usando un modelo no lineal de Cl en configuración de vuelos axial y ángulo de paso 12°	77
A.1	Diagrama de flujo función CreacionBaseDatos	82
A.2	Diagrama de flujo función datos	83
A.3	interpolacionRPM	85
A.4	interpolacionV	86
A.5	interpolador3D	87
A.6	curvasadimensionales	89

Índice de Tablas

3.1	Asociación de potencias y velocidades en el túnel del viento usados en el procesado	23
3.2	Estructura de las cells array obtenidas en la la función datos	26
3.3	Estructura de las cells array obtenidas en la la función interpolaciónRPM	27
3.4	Estructura de las cells array obtenidas en la la función interpolaciónV	29
3.5	Estructura de las cells array obtenidas en la la función curvasadimensioanles	29
3.6	Estructura de las cells array obtenidas en la la función superficies3D	30
5.1	Geometría de la pala	67
5.2	Dependencia de $C_{l\alpha}$ con Reynolds	69
5.3	Dependencia de coeficientes C_{d0} y k de la polar con Reynolds	69

Bibliografía

- [1] Jose Manuel Moral Gámez, *Diseño y creación de herramientas y aplicaciones para la gestión automatizada de experimentos de plantas propulsoras de motor eléctrico y hélice en túnel de viento*, Master's thesis, Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, 2014.
- [2] Raimundo Blanco Hacar, *Desarrollo de un equipo para la caracterización en túnel de viento de plantas propulsoras de motor eléctrico y hélice con ángulo de incidencia variable*, Master's thesis, Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingenieros, 2015.
- [3] Daniel Pinazo Jiménez, *Ensayos de planta propulsora de motor eléctrico y hélice en túnel de viento con Ángulo de incidencia variable*, Master's thesis, Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, 2016.
- [4] Hugo López Pérez, *Diseño y construcción de una bancada para caracterización de plantas propulsoras por hélice con motor eléctrico*, Master's thesis, Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, 2013.
- [5] David Barea Vizuite, *Ensayos de planta propulsora de cabeza de helicóptero en túnel de viento con Ángulo de cabeceo e incidencia variable para velocidades de vuelo de transición entre vuelo en avance y vuelo vertical*, Master's thesis, Universidad de Sevilla, Escuela Técnica Superior de Ingeniería, 2017.